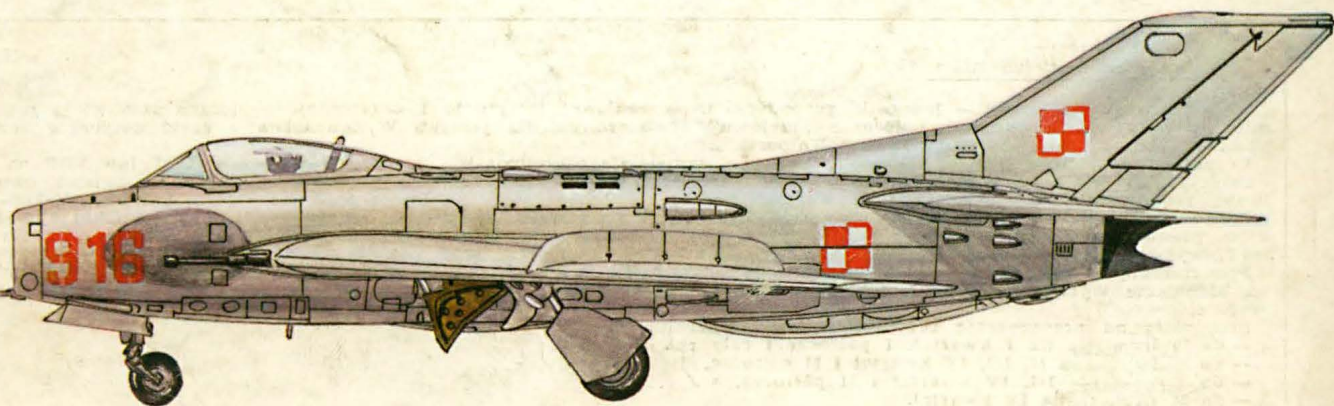
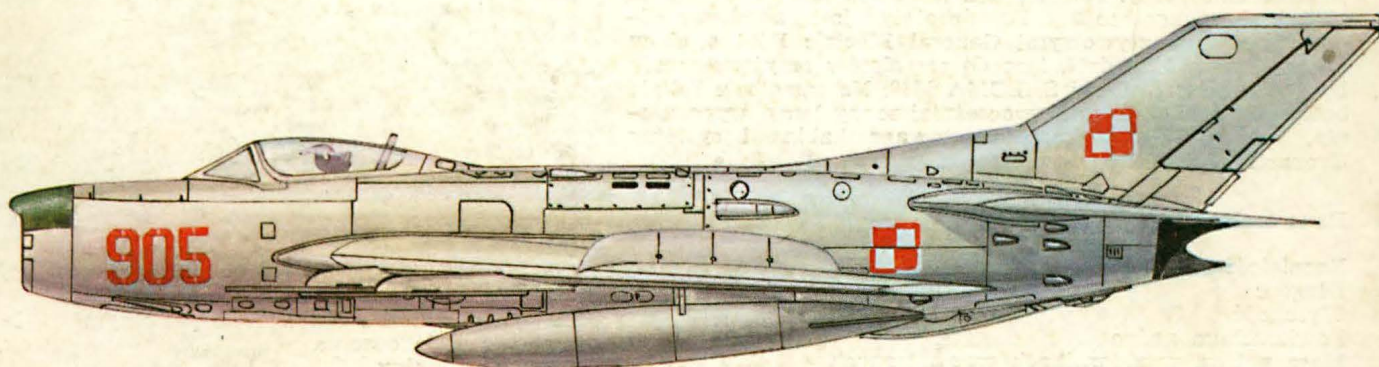
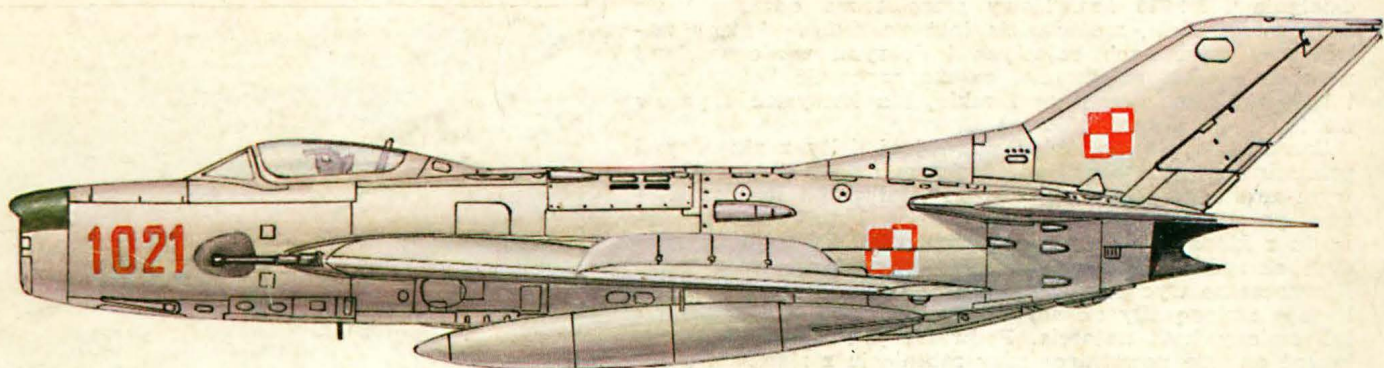


TECHNIKA

1'87

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

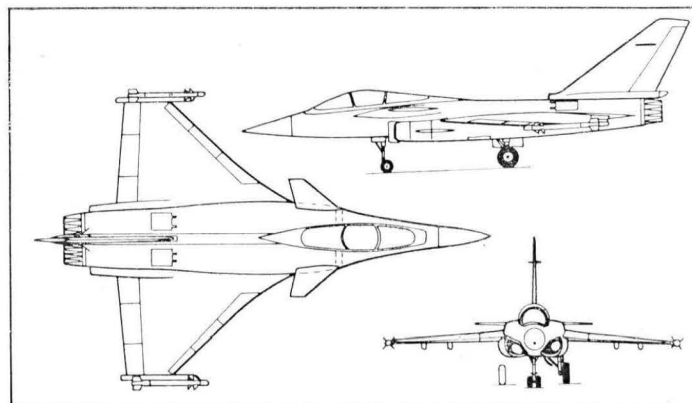


Dassault-Breguet Rafale • Francja •

Samolot myśliwski o układzie podwójnej delty

W połowie 1986 r. miał wystartować do pierwszego lotu przedprototyp francuskiego myśliwca przyszłości Rafale firmy Dassault-Breguet (określany również jako ACX). Jest on przeznaczony do sprawdzenia nowych rozwiązań konstrukcyjnych i technicznych przed ich zastosowaniem w samolocie docelowym. Samolot ten w wersji myśliwskiej, uzbrojonej w działko i przynajmniej 6 pocisków powietrze-powietrze, będzie służył do przechwytywania bombowców, myśliwców i śmigłowców, a także zdalnie sterowanych latających pocisków. Jako samolot szturmowy ma on zabierać uzbrojenie o masie 3500 kg przy promieniu działania 550-650 km. Nowy samolot ma odznaczać się dużą zwrotnością, możliwością lotu na dużych kątach natarcia w warunkach bojowych i dobrymi właściwościami w locie z małą prędkością, co ma zapewnić krótki start i lądowanie (w wersji myśliwskiej ma korzystać z pasów startowych o długości 500 m).

Samolot Rafale ma układ podwójnej delty z aktywnymi przednimi skrzydełkami, pojedynczym statecznikiem pionowym ze sterem kierunku, dwoma silnikami i dwoma wlotami powietrza. Płat główny ma sloty działające w powiązaniu z klapami na krawędzi spływu. Klapy (trzy na każdym skrzydle), działając różnicowo, spełniają rolę lotek. Równoczesne wychylenia klap i przednich skrzydełek umożliwiają zmianę siły nośnej bez zmiany położenia samolotu lub zmiany kąta natarcia. Podwozie jest w stanie absorbować energię powstającą przy zetknięciu z ziemią z prędkością pionową 4 m/s. W celu uzyskania stosunku ciągu do masy znacznie przekraczającego 1, większą część płata i 50% kadłuba wykonano z tworzyw zbrojonych włóknem węglowym, a stopem aluminium-lit zastąpiono konwencjonalne lekkie stopy. Konstrukcja samolotu jest obliczona na obciążenie wynoszące 9 g. Przedprototyp jest napędzany silnikami dwuprzeplywowymi General Electric F404 o ciągu z dopalaniem 7120 daN, lecz do samolotów seryjnych mają być zastosowane silniki SNECMA M88. Na samolocie Rafale będą wypróbowane najnowocześniejsze systemy wyposażenia, jak całkowicie skomputeryzowana kabina i systemy Crouzeta sterowania i ostrzegania głosem.



Maksymalna liczba Ma w locie poziomym	> 2,0
Prędkość podchodzenia	ok. 220 km/h
Pułap operacyjny	18 000 m
Rozbieg	
wersji myśliwskiej	400 m
z maks. masą startową	700 m

W.K.

Dane techniczne

Rozpiętość	11,00 m
Długość	15,30 m
Wysokość	4,35 m
Powierzchnia nośna	47,00 m ²
Masa paliwa w zbiornikach wewnętrznych	4250 kg
Masa startowa	14 000 kg
w wersji myśliwskiej	
maksymalna	20 000 kg
Prędkość maksymalna przy ziemi	1480 km/h

Warunki prenumeraty na 1987 r.

Prenumeratory zbiorowi — jednostki gospodarki uspołecznionej, instytucje i organizacje społeczne zamawiają prenumeratę, dokonując wpłaty na blankiecie „polecenie przelewu” rozszerzonym dla potrzeb Wydawnictwa o część dotyczącą zamówienia. Blankiety te będą dostarczane przez Zakład Kolportażu.

Prenumeratory indywidualni — osoby fizyczne zamawiają prenumeratę, dokonując wpłaty w UPT lub NBP na blankiecie Wydawnictwa lub na blankiecie NBP. Na odwrocie wszystkich odcinków blankietu należy wpisać tytuł czasopisma, okres prenumeraty, liczbę zamawianych egzemplarzy oraz wartość wpłaty. Wpłacać należy na konto NBP III O/M Warszawa 1036-7490-139-11.

Prenumerata ulgowa przysługuje wyłącznie osobom fizycznym członkom SNT, studentom i uczniom szkół zawodowych. Warunkiem prenumeraty ulgowej jest poświadczenie blankietu wpłaty (przed jej dokonaniem) na wszystkich odcinkach pieczęcią koła SNT, wyższej uczelni lub szkoły. Sposób zamawiania prenumeraty taki sam jak dla prenumeraty indywidualnej.

Prenumeratę ze zleceniem wysyłki za granicę — zamawia się tak jak prenumeratę indywidualną. Dodatkowo należy podać na blankiecie wpłaty nazwisko i dokładny adres odbiorcy. Cena prenumeraty ze zleceniem wysyłki za granicę jest dwukrotnie wyższa.

Przedpłaty na prenumeratę przyjmowane są w terminach:

- do 10 listopada na I kwartał, I półrocze i cały rok następny,
- do 28 lutego na II, III, IV kwartał i II półrocze,
- do 31 maja na III, IV kwartał i II półrocze,
- do 31 sierpnia na IV kwartał.

Informacji o prenumeracie udziela Zakład Kolportażu Wydawnictwa NOT-SIGMA, ul. Bartycka 20, 00-716 Warszawa lub skr. poczt. 1004, 00-950 Warszawa, tel. 40-00-21 w. 249, 293, 297, 299 oraz 40-35-89.

Egzemplarze archiwalne czasopism — można nabywać za gotówkę w Klubie Prasy Technicznej w Warszawie, ul. Mazowiecka 12, tel. 27-43-65 oraz w Dziale Handlowym Wydawnictwa ul. Bartycka 20, skr. poczt. 1004, 00-950 Warszawa, na rachunek dla instytucji, lub za zaliczeniem pocztowym dla osób fizycznych.

Cena prenumeraty: kwartalna normalna 390 zł, kwartalna ulgowa 120 zł, półroczna normalna 780 zł, półroczna ulgowa 240 zł, roczna normalna 1560 zł, roczna ulgowa 480 zł.



Brak i nadmiar samolotów szkolnych

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Pod koniec lat pięćdziesiątych, po zakończeniu produkcji Junaków i Biesów, Aeroklub PRL zaczął sygnalizować naszemu przemysłowi lotniczemu zapotrzebowanie na nowy samolot szkolny. Odrzucono koncepcję, wg której był zbudowany prototyp samolotu PZL M-2 stwierdzając, że aeroklubowi nie jest potrzebny samolot tak prosty, ze stałym podwoziem. Wysunięto koncepcję Mini-Biesa, czyli samolotu z chowanym podwoziem oraz z bogatym wyposażeniem radionawigacyjnym. Wymagana duża prędkość maksymalna i duża masa użyteczna samolotu przy określonej mocy silnika spowodowała dużą prędkość lądowania oraz długi rozbieg i dobieg prototypu PZL M-4 Tarpan. Po wstępnej decyzji o zamówieniu samolotu, gdy w WSK-Okęcie trwały już przygotowania do produkcji, aeroklub chętnie skorzystał z okazji jaką były kłopoty z silnikiem WN-6 i wycofał się z zamówienia stwierdzając, że Tarpan raczej wymaga betonowych dróg startowych i nie jest przydatny aeroklubom.

W dziesięciolecie 1965÷1975 Aeroklub kupował Zliny Z-526 i Z-42, a nasz przemysł nie przygotował żadnego samolotu do produkcji. Po przerwaniu współpracy z Jugosławią nad projektem M-10 i rezygnacji ze wznowienia produkcji samolotów PZL-102 Kos — zakupiono licencję na francuski samolot szkolno-sportowy Rallye 100 ST. Polska wersja tego samolotu z krajowym silnikiem PZL-Franklin otrzymała oznaczenie PZL-110 Koliber. Teoretycznie Aeroklub zgłaszał zapotrzebowanie na ten samolot, lecz widząc usterki egzemplarzy z serii informacyjnej, zwlekał z zamówieniem. Natomiast brak większego zamówienia na Kolibrę nie zachęcał przerysłu do szybkiego rozwinięcia ich produkcji. Do tego doszło przeniesienie produkcji silników Franklin z WSK-Rzeszów do WSK-Dębica, opóźniające ich produkcję. W wyniku tego wszystkiego aeroklub do dziś otrzymał niedużą liczbę Kolibrów. W WSK-Okęcie opracowano wersję akrobacyjną tego samolotu, by rozszerzyć zakres jego stosowania do szkolenia. Powstał też projekt Kolibra z silnikiem o mocy 162 kW (220 KM) oznaczony PZL-111, którym Aeroklub nie zainteresował się, choć perspektywa używania dwóch wersji tego samego samolotu jest dość atrakcyjna ze względu na niskie koszty eksploatacji.

Na początku lat osiemdziesiątych powstał projekt samolotu szkolno-treningowego PZL-130 Orlik. Początkowo samolot miał napędzać silnik PZL-Franklin F6 o mocy 162 kW (220 KM), jednak wobec oddalającego się terminu uruchomienia produkcji tego silnika i konieczności przygotowania jego wersji akrobacyjnej, wybrano silnik AI-14 (ewentualnie jego odmianę M-14) o większej mocy. W ten sposób Orlik stał się następcą Biesa, co powoduje, iż bardziej nadaje się do szkolenia na obozach Lotniczego Przystosowania Wojskowego niż do szkolenia podstawowego w aeroklubach. W tej sytuacji Aeroklub zainteresował się pro-

jektem samolotu PZL M-26 Iskierka, konkurencyjnym początkowo do Orlika. W lipcu ub.r. prototyp Iskierki z silnikiem PZL-Franklin o mocy 162 kW (220 KM) wykonał pierwszy lot. Jest to konkurent do projektu PZL-111.

Mimo tylu możliwości, Aeroklub wciąż ma mało samolotów szkolnych. Ciekawy jest fakt, że w Aeroklubie zakupy samolotów w Czechosłowacji budzą znacznie mniej sprzeciwów niż zakupy od przemysłu krajowego. Aeroklub kupuje wówczas to co jest i nie stawia wymagań warunkujących zakup. Skromniejszy zakres użytkowania samolotu Z-142 w porównaniu z Z-42 wcale nie odstraszył Aeroklubu. Przypadki zawieszania w lotach wszystkich Zlinów jednego typu na kilka miesięcy z powodu wad technicznych też Aeroklub przyjmuje jako wyższą konieczność. Natomiast poprzeczka stawiana samolotom krajowym jest znacznie wyższa. Trudno jednak powiedzieć, by zyskiwało na tym szkolenie lotnicze, skoro samolotów jest za mało.

Interesujące jest, kiedy i na jakie samoloty zdecyduje się Aeroklub. Może nadmiar możliwości utrudnia dokonanie wyboru. Wydaje się, że do ekonomicznego szkolenia podstawowego najlepiej nadaje się samolot o mocy rzędu 73 kW (100 KM), czyli Koliber. Jako szkolno-treningowy a zarazem do akrobacji potrzebny jest samolot z silnikiem o mocy rzędu 150 kW (200 KM), czyli albo Iskierka, albo PZL-111. Iskierka ma chowane podwozie, PZL-111 — stałe. Prototyp Iskierki już lata, prototyp PZL-111 trzeba dopiero zbudować. Przy wyborze często decydują nawyki. Aeroklub ostatnio użytkuje Zliny o mocy silnika 132 kW (180 KM) i ze stałym podwoziem. Są one stosowane zarówno do szkolenia podstawowego, jak i na obozach LPW. PZL-111 byłby bliższy samolotowi Z-142 niż Iskierka. Do obu samolotów silniki PZL F6 będą w produkcji dopiero za dwa lata lub później. Do Iskierki wykorzystano skrzydła, usterzenie, tył kadłuba i zespół napędowy od dwusilnikowej Mewy. Tak duża liczba wspólnych elementów powoduje, że Iskierka może być produkowana w sposób ekonomiczny tylko w tym samym zakładzie co Mewa, czyli w WSK-Mielec.

Pozostaje jeszcze problemem, która wytwórnia ma produkować samolot szkolny. Jeśli WSK-Mielec będzie zbyt obciążona inną produkcją i będzie się starała oddać produkcję Iskierki innemu zakładowi — to sytuacja może być (choć nie musi) utrudniona. Na pewno w WSK-Okęcie uruchomienie produkcji PZL-111 będzie tańsze ze względu na gotowe oprzyrządowanie do Kolibra. Tak więc, gdy dowiemy się jaki samolot wybrał Aeroklub — to wcale sprawa nie będzie jeszcze załatwiona. Dopiero gdy jedna z wytwórni rozpocznie produkcję samolotów, a równocześnie będą osiągalne seryjnie produkowane silniki do nich — wówczas będzie można powiedzieć, że w aeroklubach pojawią się samoloty szkolne polskiej produkcji.



AUSTRALIA

● Planuje się nabycie 14 śmigłowców Sikorski UH-60 Black Hawk dla Royal Australian Air Force i 8 S-70B2 Seahawk dla Royal Australian Navy. (A. et C. 1098)



CHINY

● Podpisano z RFN (MBB) umowę o wspólnym rozwoju samolotu transportowego MPC-75 o pojemności 60÷85 miejsc, z napędem śmigłowentylatorowym. (A. et C. 1100)

● Instytut Lotniczy Nansing oferuje ultralekki samolot jednoosobowy AD-100 Traveller, opracowany wspólnie z amerykańską firmą Adso. Napęd samolotu, który jest w układzie „kaczki”, mającego masę własną 150 kg, stanowi silnik Rotax 277 o mocy 20 kW. W konstrukcji wykorzystano głównie kompozyty z włókna szklanego i nid. (AviMag. 919)



FRANCJA

● Od 18 do 22 czerwca 1986 r. Cannes otworzyło swe podwoje dla samolotów — odbył się tam 11. Międzynarodowy Salon i Festiwal Lotnictwa Użytku Ogólnego'86. (AviMag 918)



INDIE

● Marynarka zakupi wkrótce 26 samolotów Dornier 228 (lekkie transportowe i komunikacji lokalnej), które pełnić będą straż nad wodami przybrzeżnymi, po uzbrojeniu ich w pociski powietrze-woda. 23 spośród tych samolotów ma wyprodukować na licencji przemysł indyjski. (A. et C. 1098)



IZRAEL

● Z powodu zbyt dużego obciążenia budżetu obronnego, dyskutuje się przyszłość samolotu myśliwskiego IAI Lavi, która była niemal pewna (miał być z całą pewnością rozwijany). (A. et C. 1100)

● Na 20 września — 3 października ub. r. planowano zorganizowanie 3. Międzynarodowego Rajdu Lotniczego Izraela dla samolotów lekkich. (AviMag 918)



KANADA

● Po przejęciu kontroli nad De Havilland Canada, Boeing zamierza rozszerzyć działalność przemysłu kanadyjskiego, czyniąc zeń podwykonawcę niektórych swoich programów. (A. et C. 1098)



NORWEGIA

● Zamówiono 12 śmigłowców Bell 412 SP, w celu wyposażenia lotnictwa transportowego armii. (A. et C. 1098)



RFN

● Utworzono konsorcjum Eurofighter/Jagdflugzeuge GmbH, odpowiedzialne za rozwinięcie i produkcję europejskiego samolotu myśliwskiego na lata dziewięćdziesiąte EFA (European Fighter Aircraft). Zapowiedziano, że do września 1986 r. ma być wybrany przedprojekt samolotu. (A. et C. 1098)

● Znana jako potentat samochodowy firma Porsche, zapowiedziała rozwijanie silników dla samolotów użytku ogólnego. Na Salonie hanowerskim ILA '86 zaprezentowano m.in. zestaw do samodzielnej wymiany napędu samolotu Cessna C-182 na silnik Porsche PFM 3200 (177 kW), rozwinięty z samochodowego. Wcześniej, na ubiegłorocznym Salonie Paryskim, zaprezentowano samolot Mooney z podobnym silnikiem. (A. et C. 1100)



SZWECJA

● Saab-Scania otworzyła nową filię — Saab Helicopter, która zajmować się będzie sprzedażą — a nie produkcją — śmigłowców brytyjskiej wytwórni Westland. (AviMag 919)

● Ministrowie transportu krajów skandynawskich podjęli decyzję zlikwidowania do 2005 r. niektórych przywilejów dla linii lotniczych Scandinavian Airlines System (SAS), czyniących zeń monopolistę i wprowadzenia ograniczonej deregulacji transportu lotniczego. (A. et C. 1098)

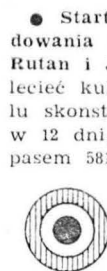


USA

● Boeing prowadzi prace nad fotelami katapultowanymi nowej generacji, przeznaczonymi dla członków załóg przyszłych samolotów bombowych. Przewiduje się wyrzucanie fotela przy prędkości do 1300 km/h oraz w zakresie wysokości 200÷21 000 m. Zastosowany będzie m.in. cyfrowy system sterowania lotem fotela. (A. et C. 1091)

● 1 kwietnia br. Boeing 767-200ER (wersja dalekiego zasięgu) pokonał bez lądowania odległość 12 700 km w czasie 14 h 12 min, lecąc z Seattle w USA do Kuwejt. Zużyto 7268 dm³ paliwa. Był to lot dostawczy dla linii lotniczych Kuwait Airways. (A. et C. 1091)

● US Navy przyznała 1714 mln dol. na realizację programu rozwojowego transportowego pionowzlotu wojskowego o przestawialnych silnikach, Bell-Vertol V-22 Osprey, będącego rozwinięciem Bella XV-15. Pierwszy lot V-22 przewiduje się na marzec 1988 r. Całkowity koszt programu wyniesie 2,5 mld dol. (A. et C. 1098)



W. BRYTANIA

● Start, do lotu dookoła świata bez lądowania wyznaczono na 14 września. Dick Rutan i Jeana Yeager są zdecydowani obłecieć kulę ziemską specjalnie do tego celu skonstruowanym samolotem Voyager — w 12 dni, startując z bazy Edwards z zapasem 5815 dm³ paliwa. (A. et C. 1099)

● 16 kwietnia zaprezentowano po raz pierwszy przedstawicielom prasy zagranicznej eksperymentalny samolot bojowy British Aerospace EAP (Experimental Aircraft Programme). Jego rozpiętość wynosi 11,17 m, długość 17,53 m, a wysokość 5,52 m. Napędzany jest dwoma silnikami turboodrzutowymi Rolls Royce RB.199 Mk.104. EAP jest konkurentem francuskiego samolotu Dassault-Breguet Rafale — w obydwu zastosowano maksimum najnowszych technologii. Zarazem jest też propozycją Wielkiej Brytanii na Europejski Samolot Myśliwski (EFA). (AviMag 917)

● W związku z oddaniem do użytku 4. terminalu w londyńskim porcie lotniczym Heathrow poinformowano, że przepustowość tego portu wzrosnie z 30 mln do 38 mln pasażerów rocznie. (A. et C. 1091)

● Airship Industries (producent sterowców) rozpoczęło wykonywanie lotów handlowych sterowcami nad Londynem, nad którym — przypomnijmy — zabroniono przelatywać śmigłowcom. Przedsiębiorstwo przewiduje otwarcie linii Londyn—Paryż, obsługiwanej przez sterowce, które pokonywałyby tę trasę w 2,5 h. (A. et C. 1094)

● Na koniec 1986 r. planuje się całkowitą prywatyzację Rolls Royce'a — obecnie przeprowadzono pierwszy jej etap. Jest to zgodne z ogólnym trendem oddawania w ręce prywatne wielkich przedsiębiorstw (nie tylko lotniczych), w tym i linii lotniczych. (A. et C. 1094)



WŁOCHY

● Niezbyt udany, z handlowego punktu widzenia, projekt lekkiego śmigłowca bojowego Agusta A.129 Mangusta, doczekał się szans rozwoju i to w skali międzynarodowej. Na jego podstawie ma być rozwinięty włosko-brytyjsko-holendersko-hiszpański śmigłowiec bojowy Tonal — władze zainteresowanych państw podpisały już odpowiednią umowę. Jest to kolejny przykład zacieśniania współpracy międzynarodowej w dziedzinie śmigłowców, zwłaszcza w Europie. Narastają trudności z rozwojem, produkcją i sprzedażą śmigłowców — trwa kryzys śmigłowcowy. (A. et C. 1097)

● Siły zbrojne dysponują 1600 sztukami powietrznymi: 900 samolotami i 700 śmigłowcami. (A. et C. 1097)

OGÓLNE

● Początek 1986 r. stanął pod znakiem ponownego nasilenia zamachów terrorystycznych na samoloty komunikacyjne. Między innymi 31 marca br., w wyniku zamachu bombowego, nastąpiła katastrofa Boeinga 727 linii Mexicana de Aviacion, w której zginęło 166 osób. Z kolei na przykład 2 kwietnia ub. r. wybuchła bomba na pokładzie Boeinga 727 amerykańskich linii lotniczych TWA; zginęło 4 pasażerów, a 7 odniosło obrażenia. (A. et C. 1091)

Przemiana swobodnego przepływu wlotowego silnika odrzutowego podczas rozbiegu samolotu

Doc. dr inż. TADEUSZ GAJEWSKI

Wyższa Oficerska Szkoła Lotnicza
im. Jana Krasińskiego

Swobodny przepływ wlotowy związany z pracą turbino-
wego silnika odrzutowego jest podczas rozbiegu samolotu
deformowany przez wpływ ziemi [1, 5] oraz wymuszany
przez ruch samolotu napływ powietrza [4], co prowadzi
do przemiany struktury swobodnego przepływu wlotowego.
W artykule przedstawiono tę przemianę, ujawnioną podczas
prowadzenia analitycznych badań modelowych, a zachodzą-
cą podczas pierwszej i drugiej fazy rozbiegu. Badania takie
zostały podjęte przez autora ze względu na ich wartość
poznawczą i znaczenie dla określania warunków zanie-
czyszczeń przepływu wlotowego ciałami obcymi, grożącymi
uszkodzeniem silnika [1, 2, 3].

Model przepływu

Warunki przepływu wlotowego pozwalają założyć, że jest
on płaski, ustalony i potencjalny, a ośrodek nieściśliwy.
Model przepływu został wybrany na podstawie teorii me-
chaniki płynów modelującej przepływ przez superpozycję
układu upustów i źródeł [4, 7].

W prezentowanych badaniach wybrano układ składający
się z pary płaskich źródeł: dodatniego i ujemnego nazywa-
nego upustem. Są one rozmieszczone w skończonej od-
ległości $2l$ i mają jednakowe wartości bezwzględne wy-
datków jednostkowych Q (rys. 1). Model taki może prezen-
tować rzeczywiste pole prędkości, jeżeli punkt upustu zоста-

im kąty kierunkowe z indeksem p w przepływie podsta-
wowym i indeksem z w przepływie zwierciadlanym.

Napływ czołowy zamodelowano jako przepływ jedno-
rodny w płaszczyźnie przepływu wlotowego z prędkością
równą prędkości rozbiegu V_r , równoległą do osi odciętych.
Równanie funkcji prądu tego przepływu ma postać
 $\psi_V = V_r y$.

Modelowa funkcja prądu przepływu wlotowego występu-
jącego w warunkach wpływu ziemi i napływu czołowego
jest uzyskiwana w wyniku superpozycji przepływów skła-
dowych:

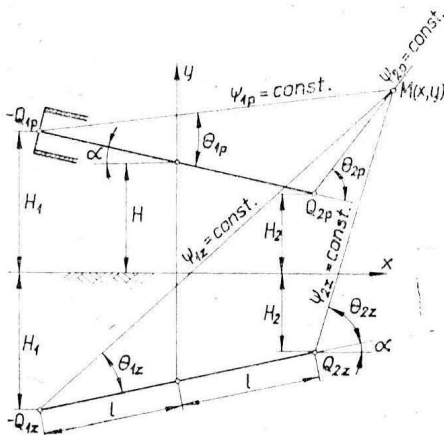
$$\psi = \sum \psi_i + \psi_V = \psi_{1p} + \psi_{1z} + \psi_{2p} + \psi_{2z} + \psi_V$$

gdzie: $\psi_i = \pm \frac{Q}{2\pi} \theta_i$;

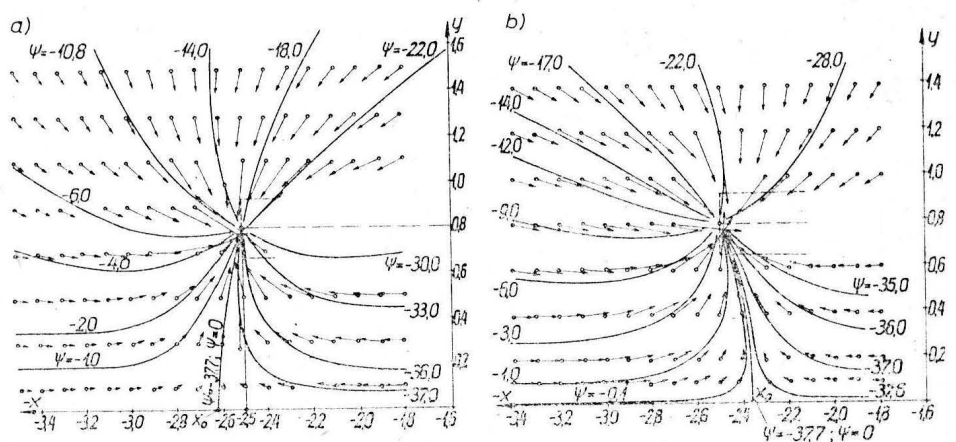
$$\theta_i = \arctg \left(\frac{\Delta y}{\Delta x} \right) \psi_i$$

Po rozpisaniu powyższych równań otrzymuje się:

$$\psi = \frac{Q}{2\pi} \left(\arctg \frac{y - H_2}{x - l_x} - \arctg \frac{y - H_1}{x + l_x} \right) + \\ + \frac{Q}{2\pi} \left(\arctg \frac{y + H_2}{x - l_x} - \arctg \frac{y + H_1}{x + l_x} \right) + V_r y$$



Rys. 1. Oznaczenia modelowego układu upust-źródło i jego zwierciadlanego odbicia



Rys. 2. Modelowe pole prędkości swobodnego przepływu wlotowego przy prędkościach rozbiegu: a) $V_r = 0$, b) $V_r = 5$ m/s

nie umiejscowiony w środku okna wlotowego wg zasady
Neumarka [9]. Odległość $2l$ dobiera się tak, aby modelowe
linie prądu stanowiły aproksymację linii rzeczywistych,
uchwyconych doświadczalnie [5]. W przyjętym modelu
odcinek łączący źródło z upustem, został nachylony do osi
odciętych pod kątem α w celu uwzględnienia kąta natarcia
w drugiej fazie rozbiegu samolotu, po podniesieniu przed-
niego koła podwozia.

Wpływ ziemi na przepływ wlotowy modeluje się za po-
mocą zwierciadlanego odbicia przepływu podstawowego
[7]. Obydwie pary źródeł — podstawowa i zwierciadlana —
są rozmieszczone symetrycznie względem przyjętego prostokąt-
nego układu współrzędnych. Odległość upustu H_1 od osi
odciętych odpowiada fizycznej odległości przyjętego środka
okna wlotowego od ziemi. Tak więc rolę ziemi spełnia linia
prądu pokrywająca się z osią odciętych; wzdłuż tej linii
funkcja prądu zeruje się.

W celu określenia funkcji prądu przepływu modelowego,
w dowolnym punkcie płaszczyzny przepływu $M(x, y)$ za-
znaczono na rys. 1 linie prądu źródłowych przepływów
składowych przechodzące przez ten punkt i odpowiadające

Równanie to można sprowadzić do postaci:

$$\psi = \frac{Q}{2\pi} \left\{ \arctg 2 \frac{l_x(y+H) - (\Delta H)x}{x^2 + (y+H)^2 - [l_x^2 + (\Delta H)^2]} + \right. \\ \left. + \arctg 2 \frac{l_x(y-H) + (\Delta H)x}{x^2 + (y-H)^2 - [l_x^2 + (\Delta H)^2]} \right\} + V_r y$$

i po dalszych przekształceniach do postaci roboczej:

$$\psi = \frac{Q}{2\pi} \arctg 4y \frac{l_x[(H^2 + l_x^2) - (x^2 + y^2) + (\Delta H)^2] - 2H(\Delta H)x}{x^4 + 2bx^2 - cx + d} + \\ - V_r y \quad (1)$$

gdzie: $b = (y^2 + H^2) - [l_x^2 - (\Delta H)^2]$,

$c = 8l_x H(\Delta H)$,

$d = (y^2 - H^2)^2 + [l_x^2 + (\Delta H)^2]^2 - [6l_x^2 + 2(\Delta H)^2]y^2 + [2l_x^2 +$

$-(\Delta H)^2]H^2$,

$l_x = l \cos \alpha$,

$(\Delta H) = H_1 - H$

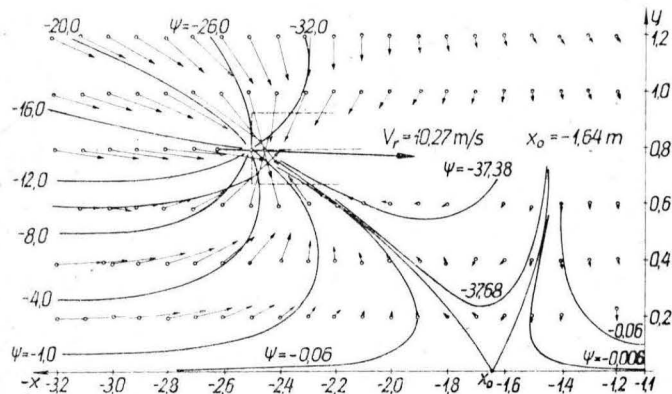
Przebieg linii prądu wlotowego w postaci równania $f(x, y) = 0$ przy danej prędkości rozbiegu wyznacza się z równania funkcji prądu (1). Tak uzyskane równanie ma postać uwiłkiana, która została uporządkowana wg niezależnej x ze względu na dogodność wyznaczania linii prądu:

$$tx^4 - [4l_x y - (2y^2 - b)t]x^2 - [8H(\Delta H)y + et]x + td - 4ya = 0 \quad (2)$$

gdzie: $a = l_x[y^2 - (l_x^2 + H^2) - (\Delta H)^2]$,

$$t = -\operatorname{tg} \frac{2\pi}{Q} (\psi + V_r y)$$

Powyższe równanie rozwiązuje się względem każdej współrzędnej x przy przyjętej wartości y metodą numeryczną opierającą się na postaci równania czwartego stopnia zredukowanego do dwóch równań kwadratowych.



Rys. 3. Modelowe pole prędkości swobodnego przepływu wlotowego z „odbicią” zerową linią prądu

Badania modelowej struktury przepływu wlotowego zostały przeprowadzone przy wykorzystaniu danych samolotu TS-11 Iskra. Stosownie do tego przyjęto:

- wydatek jednostkowy źródeł, tzn. objętościowe natężenie przepływu w oknie wlotowym odniesione do szerokości okna $Q = \pm 37,7 \text{ m}^2/\text{s}$,
- modelową odległość źródła od upustu $2l = 5 \text{ m}$,
- odległość wybranego środka okna wlotowego od ziemi w pierwszej fazie rozbiegu $H = 0,8 \text{ m}$, w drugiej fazie rozbiegu $H_1 = 1,0 \text{ m}$.

Początkowa struktura przepływu wlotowego

Na rys. 2 przedstawiono modelowe pole prędkości swobodnego przepływu wlotowego silnika SO-3 samolotu TS-11 Iskra, które występują na początku startu, gdy $V_r = 0$ i $H = 0$, a prędkość obrotowa silnika jest startowa. Linie prądu zostały wyznaczone z równań (1) i (2), w których przyjęto: $V_r = 0$, $l_x = l$ i $(\Delta H) = 0$. Lokalne prędkości przepływu wyznaczone z równań prędkości składowych jako pochodnych cząstkowych funkcji prądu (1), która w rozpatrywanych warunkach sprowadza się do postaci:

$$\psi = \frac{Q}{2\pi} \operatorname{arc} \operatorname{tg} 4y \frac{(H^2 + l^2) - (x^2 + y^2)}{x^4 + 2bx^2 + d} \quad (3)$$

gdzie: $b = y^2 + H^2 - l^2$,
 $d = (y^2 - H^2)^2 + l^2[2(H^2 - 3y^2) + l^2]$

Po zróżniczkowaniu tej funkcji otrzymuje się poszukiwane równania składowych prędkości lokalnych przepływu przy zerowej prędkości rozbiegu:

$$(V_x)_0 = \frac{\partial \psi}{\partial y} = \frac{Q}{2\pi} (x-l)(A+B) - (x+l)(C+D) \quad (4a)$$

$$(V_y)_0 = -\frac{\partial \psi}{\partial x} = \frac{Q}{2\pi} (y-H)(B-D) + (y+H)(A-C) \quad (4b)$$

i oczywiście jest $V_0 = \sqrt{(V_x)_0^2 + (V_y)_0^2}$

gdzie: $A = [(x-l)^2 + (y+H)^2]^{-1}$,

$B = [(x-l)^2 + (y-H)^2]^{-1}$,

$C = [(x+l)^2 + (y+H)^2]^{-1}$,

$D = [(x+l)^2 + (y-H)^2]^{-1}$

Na rys. 2 i następnych linią przerywaną zaznaczono kontur profilu wlotu z punktem środkowym okna wlotowego, w którym koncentrują się, zgodnie z metodą, linie prądu.

Modelowa zbieżność linii prądu nie umniejsza wartości poznawczej modelu, jeżeli tylko wyeliminuje się z badań bezpośrednie otoczenie upustu o promieniu rzędu jednej do półtorojej wysokości okna wlotowego. Natomiast taki model upraszcza równania opisujące przepływ w stopniu ułatwiającym wykrycie poszukiwanych relacji.

Charakterystyczną linią prądu rozpatrywanego przepływu (rys. 2a) jest linia zerowa prądu, wzdłuż której funkcja prądu przyjmuje wartość równą zero. Wzdłuż tej linii funkcja prądu przyjmuje też wskutek nieciągłości drugą wartość, równą wydatkowi upustu, w przytoczonym przykładzie $-37,7 \text{ m}^2/\text{s}$.

Zerowa linia prądu, wychodząca z punktu o współrzędnych $x_0 = y_0 = 0$, a więc leżącego na osi odciętych (na ziemi) reprezentuje powierzchnię podziału swobodnego przepływu wlotowego sprzed i spod wlotu. Dopływ powietrza spod wlotu sprawia, że linia zerowa ulega charakterystycznemu wyoboczeniu.

Prędkość przepływu w punkcie o współrzędnych $x_0, y_0 = 0$ jest równa zero, a więc jest to punkt spiętrzenia przepływu w warstwie przyziemnej. Od tego punktu następuje wzrost prędkości przepływu wzdłuż zerowej linii prądu aż do nieskończoności w punkcie upustu. Ale poza wyeliminowanym wg wcześniej podanej wskazówki bezpośrednim otoczeniem upustu (wlotu) prędkość przepływu przyjmuje wartości modelowe, których zgodność z rzeczywistymi co do kierunku i wartości dochodzi nawet do kilku procent [5].

Równanie zerowej linii prądu otrzymuje się z równania (3) podstawiając $\psi = 0$:

$$y = \sqrt{H^2 + l^2 - x^2}$$

i stąd oblicza się odcięta punktu spiętrzenia przepływu, uwzględniając, że jego rzędna jest równa zero:

$$x_0 = \sqrt{H^2 + l^2}$$

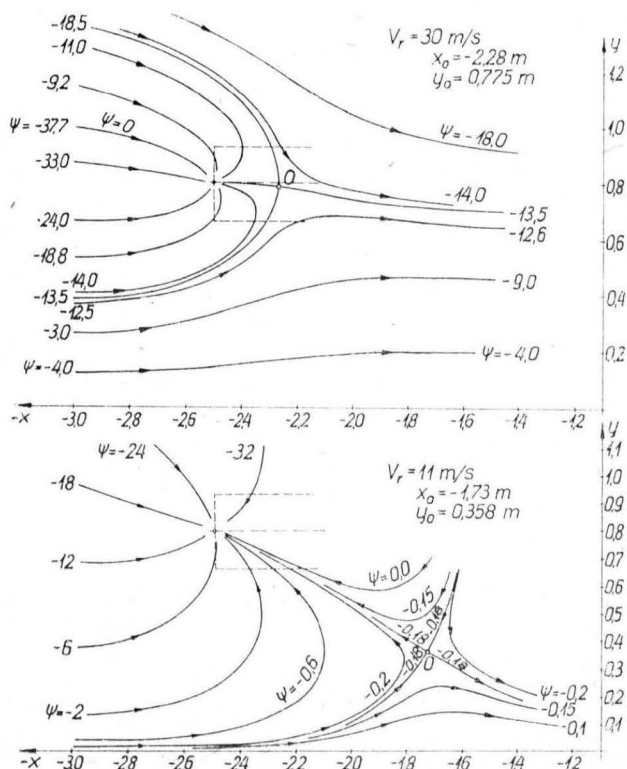
Wzór ten jest pomocny we wstępnym doborze parametru l przepływu modelowego. Jego wartość powinna być taka, aby odcięta punktu spiętrzenia przepływu modelowego i rzeczywistego były zgodne.

Struktury przepływu podczas rozbiegu

Linie prądu przepływu podczas rozbiegu zbadane zostały za pomocą równania (2), zaś prędkości wyznaczano z poniższych równań, też wynikających z superpozycji przepływów składowych:

$$V_x = (V_x)_0 + V_r \quad (5a)$$

$$V_y = (V_y)_0 \quad (5b)$$



Rys. 4. Modelowe pole prędkości swobodnego przepływu wlotowego oderwanego od ziemi przy prędkościach rozbiegu 11 m/s i 30 m/s

Składowe prędkości $(V_x)_0$ i $(V_y)_0$ są określone odpowiednio przez równania (4).

Na rys. 2b przedstawiono modelowe pole prędkości przepływu wlotowego przy prędkości rozbiegu $V_r = 5$ m/s. Wykazuje ono deformację, którą charakteryzuje odchylenie linii zerowej od jej położenia początkowego przy $V_r = 0$ można określić przez położenie związanego z nią punktu spiętrzenia. Położenie to można wyznaczyć w zależności od prędkości rozbiegu ze wzoru otrzymanego z równania (4a) po przyjęciu $V_x = 0$ i $y = 0$:

$$x_0 = \pm \sqrt{\frac{1}{V} [E \pm \sqrt{E^2 - FV(l^2 + H^2)}]} \quad (6)$$

gdzie: $\bar{V} = \frac{\pi V_r}{Q}$,

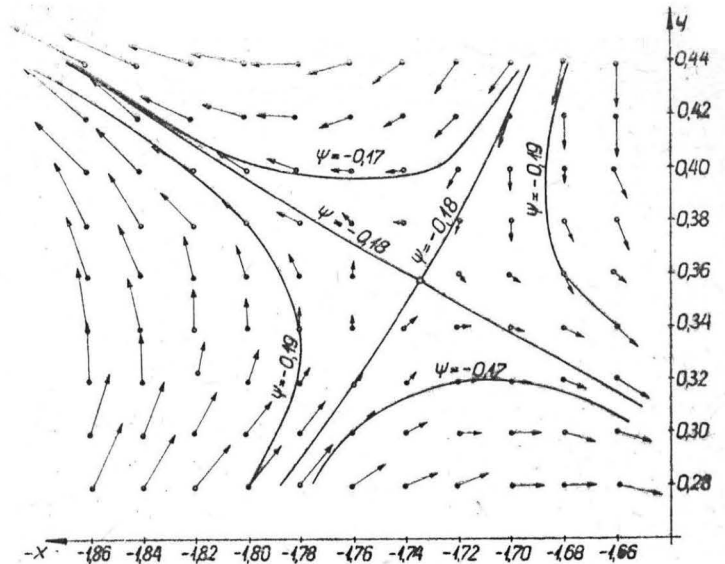
$$E = \bar{V}(l^2 - H^2) - l$$

$$F = \bar{V}(l^2 + H^2) - 2l$$

Przy dostatecznie dużej prędkości rozbiegu w polu prędkości swobodnego przepływu wlotowego pojawia się wtórna zerowa linia prądu (rys. 3). Ma ona wspólny punkt spiętrzenia z pierwotną linią zerową i wobec tego tworzy pozorne odbicie linii pierwotnej.

Pierwotna zerowa linia prądu rozdziela przepływy (ku wlotowi), pochodzące sprzed i spod wlotu. Natomiast wtórna „odbita” linia prądu pojawia się wskutek tego, że w badanym zakresie następuje podział przepływu spod wlotu: jedna gałąź przepływu skierowuje się ku wlotowi, zaś druga (wtórna) w kierunku przeciwnym.

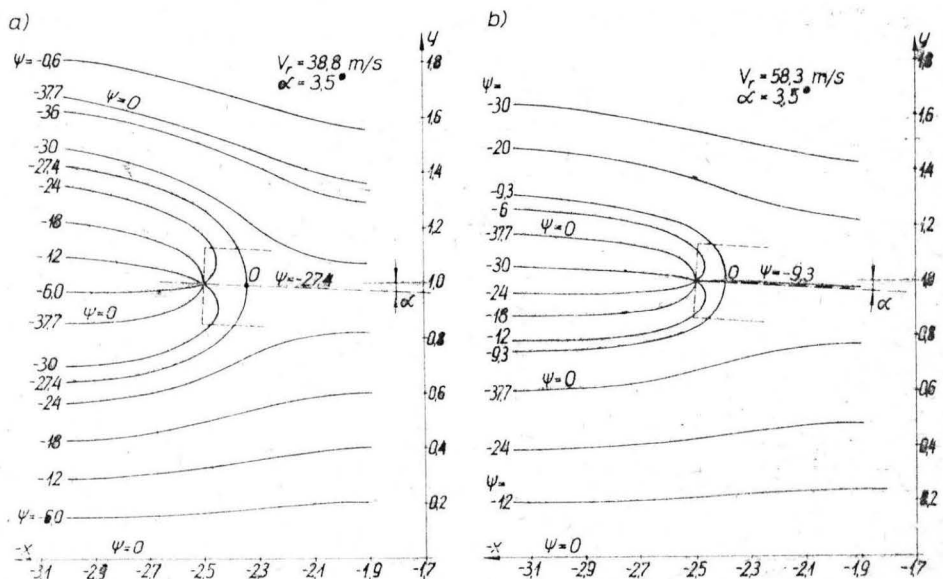
Prędkość rozbiegu, przy której istnieje zakres przepływu z „odbitą” linią zerową będzie oznaczana przez $(V_r)_{odb}$, zaś odcięta punktu spiętrzenia tego przepływu przez $(x_0)_{odb}$. Okazuje się, że zwiększenie prędkości rozbiegu ponad $(V_r)_{odb}$ powoduje oderwanie swobodnego przepływu wlotowego, a wraz z nim jego punktu spiętrzenia, od ziemi (od osi odciętych). Dlatego odcięta $(x_0)_{odb}$ jest graniczną odciętą położeniem punktu spiętrzenia na osi odciętych. W interpretacji matematycznej wyraża się to redukcją wzoru (6) do dwóch przypadków: w jednym wyrażeniu pod pier-



Rys. 5. Fragment modelowego pola prędkości przepływu wlotowego w otoczeniu punktu spiętrzenia przepływu oderwanego od ziemi przy prędkości rozbiegu 11 m/s (p. rys. 4)

Na rys. 4 przedstawiono pole prędkości przepływu wlotowego przy prędkości rozbiegu większej od prędkości $(V_r)_{odb}$ wynoszącej kolejno 11 i 30 m/s. W tych warunkach tylko część powietrza z napływu czołowego trafia do wlotu, a przepływ wlotowy jest oderwany od ziemi. Wobec tego jest też oderwana od ziemi zerowa linia prądu; zajmuje ona nie wyróżniające się położenie w rodzinie linii prądu wlotowego.

Granica przepływu wlotowego jest wytyczona przez graniczną linię prądu z wartością funkcji prądu $\psi = -0,18$ przy $V_r = 11$ m/s oraz $\psi = -13,5$ przy $V_r = 30$ m/s. Z graniczną linią prądu krzyżuje się linia prądu z taką samą wartością funkcji prądu, przebiegająca w przepływie wlotowym i pozawlotowym. Punkt przecięcia się tych linii jest



Rys. 6. Modelowe pole prędkości swobodnego przepływu wlotowego na początku rozbiegu z podniesionym przednim kołem a) i przy prędkości oderwania b)

wiastkiem zewnętrznym, a w drugim pod pierwiastkiem wewnętrznym osiąga najmniejszą dopuszczalną wartość równą zeru. Uwzględniając to otrzymuje się wzory na:

— prędkość rozbiegu, przy której pojawia się przepływ wlotowy z „odbitą” linią zerową:

$$(V_r)_{odb} = \frac{Q}{2\pi l} \left[1 + \sqrt{1 + \left(\frac{l}{H}\right)^2} \right]$$

— odcięta punktu spiętrzenia przepływu z „odbitą” linią:

$$(x_0)_{odb} = \pm \sqrt{l^2 - H^2 - \frac{Q}{\pi(V_r)_{odb}}}$$

W przykładowym przepływie odcięta granicznego położenia punktu spiętrzenia na ziemi wynosi $(x_0)_{odb} = 1,64$ m, czyli znajduje się w odległości 0,885 m od płaszczyzny przeprowadzonej przez okno wlotowe; położenie to występuje przy prędkości rozbiegu $(V_r)_{odb} = 10,3$ m/s.

punktem osobliwym przepływu: jest to oderwany od ziemi (a także od zerowej linii prądu) punkt spiętrzenia przepływu. Fragment pola prędkości w otoczeniu tego punktu przy $V_r = 11$ m/s pokazano na rys. 5. Współrzędne punktu wynoszą: $x_0 = -1,73$ m, $y_0 = 0,358$ m. Wartości tych współrzędnych wyznacza się z równania (5) po przyrównaniu składowych prędkości do zera. Ze względu na złożoność równań, rozwiązuje się je metodą numeryczną.

Przebieg granicznej linii prądu wyznaczano za pomocą równania (2) na podstawie znajomości współrzędnych punktu spiętrzenia przepływu. Potrzebną do tego wartość funkcji prądu w punkcie spiętrzenia przepływu oblicza się z równania (1).

Zestawienie na rys. 4 struktur pola prędkości wyjaśnia dodatkowo istotę przepływu wtórnego, pojawiającego się z chwilą oderwania przepływu wlotowego od ziemi. Staje

cd. na s. 10

Technologia i badania dźwigarów kompozytowych zbrojonych włóknem węglowym

Mgr inż. ANDRZEJ PAPIOREK
PDPSz PZL-Bielsko

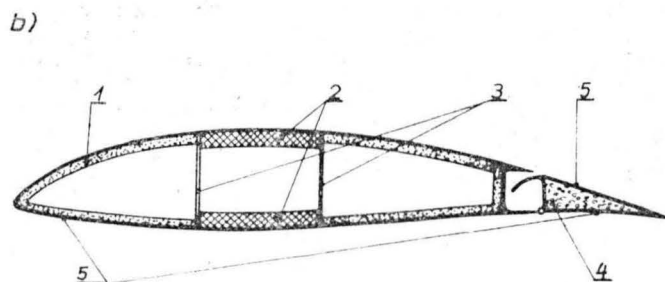
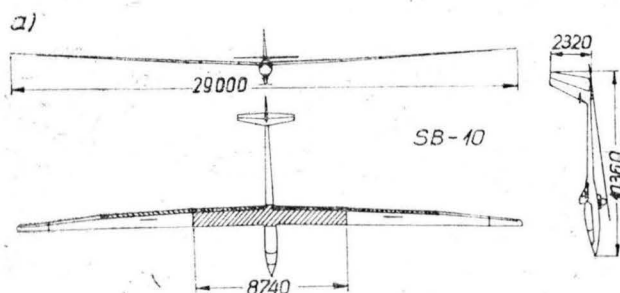
Włókno węglowe jest jednym z najciekawszych materiałów jakie współczesna inżynieria oferuje konstruktorom lotniczym. Jako materiał zbrojący stwarza bowiem możliwość wytwarzania kompozytów o znacznie wyższych właściwościach mechanicznych niż powszechnie stosowane kompozyty zbrojone włóknem szklanym. Szczególnie cenne są takie właściwości jak wytrzymałość doraźna oraz moduł Younga. Dlatego kompozyty węglowe wcześniej zwrócili na siebie uwagę twórców szybowców, którzy pierwsi zastosowali je w lotnictwie cywilnym (początek lat siedemdziesiątych). Wcześniej stosowano je w technice kosmicznej i lotnictwie wojskowym.

Aby wyjaśnić przyczynę tego niewątpliwego pośpiechu, należy sięgnąć do historii szybownictwa. Pod koniec lat sześćdziesiątych przestano konstruować szybowce drewniane. Przyczyny były wielorakie; m.in. drewno lotnicze stawało się deficytowe (jednocześnie jest materiałem niestabilnym wymiarowo). Przejście na powszechnie stosowane

— sterowanie warstwą przyścienną (turbulizacja warstwy, nadmuch lub odsysanie).

Wszystkie te sposoby wymagają jednak zastosowania nowych tworzyw, gdyż projektowanie takich szybowców przy użyciu kompozytów szklano-epoksydowych prowadziło do znacznego wzrostu masy szybowców (np. zmiana profilu 17% na 14% wymaga powiększenia przekrojów pasów dźwigara o ok. 30%, dlatego masa pasów rośnie o 30%). Należy pamiętać, że nie tylko dźwigar ulega w ten sposób „przewymiarowaniu”, ale dotyczy to również wszystkich skorup przenoszących skręcanie. Wpływ masy własnej na właściwości szybowca można ocenić na podstawie tzw. biegunowej prędkości (rys. 2).

Taktyka przelotu polega na starcie z pełnym balastem tak, aby szybowiec poruszał się z możliwie dużymi prędkościami oraz zrzucie wody w sytuacjach trudnych, gdy warunki termiczne są złe i pilot ma trudności z utrzymaniem się w powietrzu. Jeśli masa własna szybowca jest



Rys. 1 a) Kompozyt węglowy (pole zakreskowane) zastosowany w konstrukcji szybowca SB-10, b) przekrój skrzydła szybowca SB-10: 1 — wypełniacz z balsy, 2 — pasy dźwigara z rowingu węglowego SIGRAFIL — włókna biegnące wzdłuż rozpiętości skrzydła, 3 — ścianka ze sklejki, 4 — spienione tworzywo sztuczne CONTICELL CC41, 5 — pokrycie skorupowe skrzydła i kłapy z dwóch warstw tkaniny SIGRATEX-KDU położonej diagonalnie pod kątem $\pm 45^\circ$ do kierunku rozpiętości

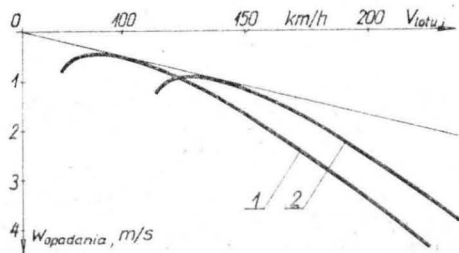
wane w „dorosłym lotnictwie” stopy lekkie było praktycznie niemożliwe, głównie ze względu na krótkoseryjny charakter produkcji szybowców oraz bardzo wysokie wymagania co do dokładności i gładkości zewnętrznych powłok płatowca. Idealnym materiałem dla szybownictwa były kompozyty szklano-epoksydowe i one to właśnie zdominowały produkcję szybowców.

Początkowo włókno szklane było całkowicie wystarczające dla szybownictwa. Umożliwiło produkcję szybowców wysokowydajnych o osiągnięciach wyższych o 10÷15%, stabilnych kształtach, prostych w obsłudze i konserwacji, lżejszych itd. Szybko jednak okazało się, że dalszy postęp jest

duża, maleje różnica między krzywymi 1 i 2 (rys. 2) i szybowiec staje się szybowcem „na dobre warunki”. Wystarczy pogorszenie pogody lub wydłużenie konkurencji na godzinę wieczorne, aby uniemożliwić kontynuowanie lotu i spowodować przegranie konkurencji. W tej sytuacji zyski aerodynamiczne związane ze zmianą profilu, wydłużenia piąta itp. nie mogą być całkowicie wykorzystane i szybowiec nie jest konkurencyjny na rynku. Dodatkową wadą kompozytów szklano-epoksydowych była stosunkowo niska sztywność tych materiałów, a więc duże deformacje konstrukcji mające negatywny wpływ na osiągi i bezpieczeństwo (możliwość drgań samowzbudnych). Zainteresowano się więc materiałem o wysokich właściwościach wytrzymałościowych i sztywnościowych.

Przy całkowitym zastąpieniu zbrojenia szklanego węglowym należało oczekiwać spadku masy własnej konstrukcji o 20÷35% lub możliwości zastosowania profilu 13÷14%, co pozwala zmniejszyć opór profilu o 6÷10% w stosunku do profilu 15÷17%. Włókno węglowe pozwalało również myśleć o zwiększeniu rozpiętości szybowców klasy otwartej powyżej 22 m oraz zastosowaniu instalacji nadmuchu, odsysania, kłap Fowlera itp. W PDPS PZL-Bielsko przystąpiono do prac nad wprowadzeniem włókien węglowych do szybowców SZD na początku lat siedemdziesiątych, jednak z wielu względów prace musiały być odłożone i wznowiono je w 1978 r.

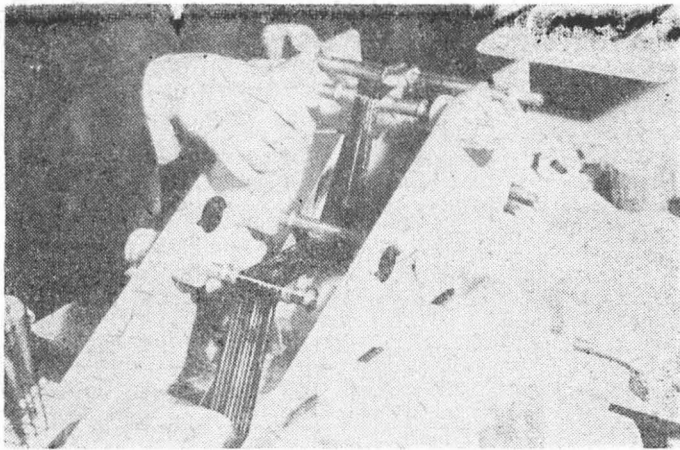
Nie było stałych dostaw włókna z powodu braku włókien krajowych dostatecznej jakości, a włókna węglowe objęto listą materiałów strategicznych (tzn. nałożono embargo na sprzedaż tego materiału do krajów socjalistycznych). Spowodowało to ograniczenie prac do najbardziej odpowiedzialnych fragmentów konstrukcji, tj. pasów dźwigarów. Powszechniejsze wprowadzenie włókna węglowego miało nastąpić później. Najpierw przeprowadzono tzw. próby wstępne, których celem było:



Rys. 2. Biegunowe szybowca lekkiego i ciężkiego: 1 — szybowiec lekki, 2 — szybowiec ciężki

już bardzo trudny. Poprawienie osiągnięć i zdolności operacyjnych szybowców było możliwe przez:

- zastosowanie nowych, na ogół cieńszych profili skrzydłowych,
- powiększanie wydłużenia płatów,
- obniżenie masy własnej płatowca na rzecz powiększenia masy balastu,



Rys. 3. Sycidło do rowingu węglowego. Fot. M. Lempart

— zapoznanie się z włóknem węglowym, jego postacią, podatnością na przetwórstwo, odpornością na proces przetwórczy,

— zbadanie możliwości przetwarzania, w tym sformułowanie założeń do budowy gniazda wytwórczego pasów węglowych,

— opracowanie metod kontroli kompozytów węglowych, oceny ich jakości, powtarzalności itp.,

— wytypowanie kompozycji sycącej,

— wybór optymalnego gatunku włókna,

— wstępne określenie właściwości kompozytu.

W wyniku tych prób stwierdzono:

— stosowane w PDPS techniki sycenia rowingu szklanego nie mogą być zastosowane do przesycania rowingu węglowego,

— rowing węglowy łatwo wchłania kompozycję epoksydową i wystarczającą metodą sycenia jest metoda klina hydrodynamicznego na kilku wałkach,

— określanie składu kompozytu może być prowadzone w dyszy kalibrującej, należy jednak starannie projektować i wykonywać jej oczko i dobierać prędkość kalibracji w zależności od projektowanego udziału zbrojenia,

— prostą metodą badania właściwości kompozytów jest próba zginania wg norm ASTM, przydatna zwłaszcza do badań porównawczych,

— do wykonywania kompozytów węglowych może być stosowana żywica Ep.52 z utwardzaczem MM lub Z-1,

— spośród dostępnych włókien najlepsze właściwości mechaniczne i technologiczne wykazują różne rodzaje włókna Torayca T-300,

— właściwości kompozytu węglowo-epoksydowego wytworzonego w próbach technicznych wynoszą średnio dla udziału objętościowego zbrojenia równego 60% w temp. pokojowej $E_g = 117,7$ GPa, $R_g = 1,57$ GPa (w danych projektowych Torayca odpowiednio 117,2 GPa i 1,59 GPa), a w temp. $+54^\circ\text{C}$: $E_g = 110,6$ GPa, $R_g = 1,37$ GPa,

— stosowana prędkość sycenia $V_s = 1,5$ m/min jest za mała ze względów produkcyjnych, należy ją zwiększyć do ok. 2,5 m/min. Jednocześnie stwierdzono, że przy udziale zbrojenia ok. 60% prawidłowe utwardzenie wymaga stosowania ciśnienia powyżej 1 atm. Ciśnienie można obniżyć do wartości umożliwiających kształtowanie podciśnieniowe, jednak należy obniżyć udział objętościowy zbrojenia do ok. 50%. Dlatego obniżono udział objętościowy zbrojenia do 50%, dzięki czemu uzyskano możliwość formowania podciśnieniowego przy prędkości sycenia ok. 2,5 m/min.

Dla takich kompozytów uzyskano w temp. pokojowej $E_g = 96$ GPa i $R_g = 1,3$ GPa, a w temp. $+54^\circ\text{C}$ $E_g = 97$ GPa i $R_g = 1,2$ GPa.

Opierając się na próbach wstępnych przyjęto, że seryjne elementy węglowe będą wykonywane z rowingu T 300 15 k, nieskręconego, produkcji japońskiej oraz z kompozycji epoksydowej Ep.52/Z-1 wytwarzanej w kraju. Sformułowano założenia stoiska produkcyjnego dla dźwigarów węglowych i zbudowano sycidło (rys. 3) do rowingu węglowego.

Wiązka składająca się z 10 rowingów styka się ze zwilżonym wałkiem zanurzeniowym, przechodzi pod powierzchnią kompozycji i po przejściu przez wałki przeciskające trafia w dyszę kalibrującą, która usuwa nadmiar kompozycji, ustalając skład na udział objętościowy zbrojenia równy 50%. Prędkość sycenia wynosi 2,5 m/min. Założono utwardzenie na zimno (w temp. pokojowej) metodą podciśnieniową.

Dysponując kompozytem węglowym „przemysłowym”, tj. pochodzącym z urządzenia produkcyjnego, można było

przystąpić do badania właściwości mechanicznych kompozytu niezbędnych do projektowania dźwigara.

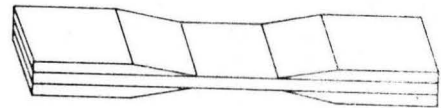
Przyjęto (jak dla dźwigarów szklanych) model dźwigara składający się z pasów przenoszących naprężenia normalne i ścinanej ścianki. Pasy, w których zamierzano stosować kompozyt węglowy, wymiaruje wytrzymałość na ściskanie, dlatego przede wszystkim należało określić ten właśnie parametr. Badanie właściwości mechanicznych kompozytów jest bardzo trudne, zwłaszcza w kompozytach węglowych, w których wyraźnie widać różnicę między wytrzymałością na ścinanie międzywarstwowe a pozostałymi parametrami mechanicznymi. Rozważano trzy sposoby pomiaru wytrzymałości na ściskanie:

— próba wg ASTM (rys. 4),

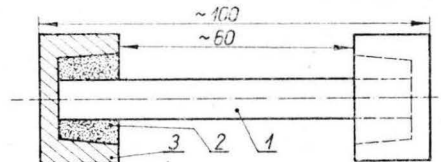
— próba wg Politechniki Warszawskiej (rys. 5),

— zginanie dźwigarków doświadczalnych (rys. 6).

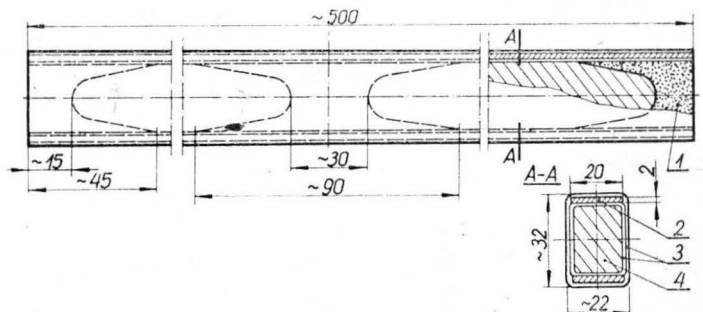
Uznano, że najbardziej wiarygodne wyniki zostaną uzyskane przy badaniu dźwigarków. Próba ta mogła jednocześnie wykazać zakres współpracy pasa ze ścianką szklaną. Wykonano wiele próbek, różniących grubość pasów oraz grubość, konstrukcję i materiał ścianki. W czasie prób stwierdzono, że zniszczenie przebiegało podobnie we wszystkich dźwigarkach. Zniszczenie rozpoczynało się zawsze w



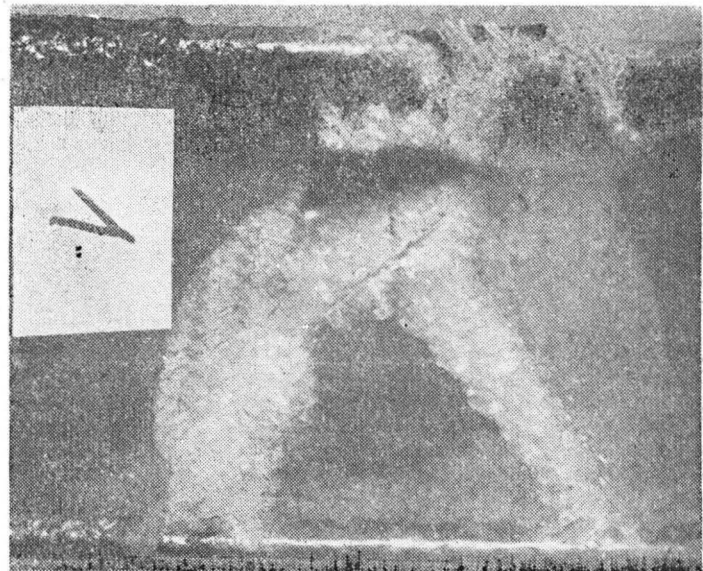
Rys. 4. Próba wytrzymałości na ściskanie — wg ASTM



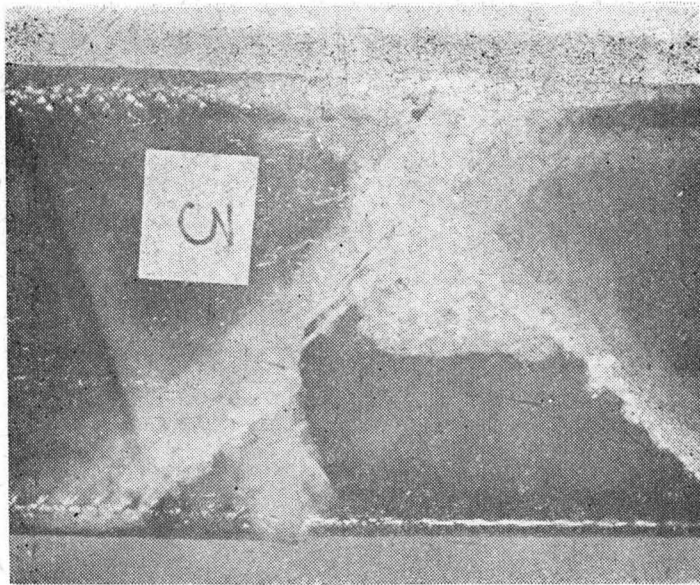
Rys. 5. Próba wytrzymałości na ściskanie wg Politechniki Warszawskiej: 1 — próbka, 2 — Epidian 53/Z-1, 3 — obudowa stalowa



Rys. 6. Pomiar wytrzymałości na ściskanie przez zginanie dźwigarków doświadczalnych: 1 — klocek szklano-epoksydowy, 2 — pas węglowo-epoksydowy, 3 — ścianka szklano-epoksydowa, 4 — CC-41

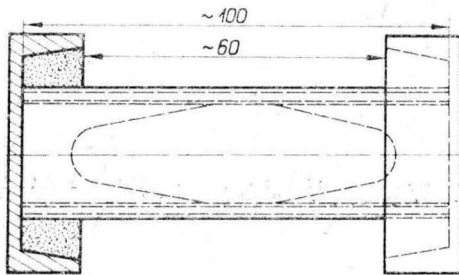


Rys. 7. Charakter zniszczenia typu LAMBDA. Fot. M. Lempart

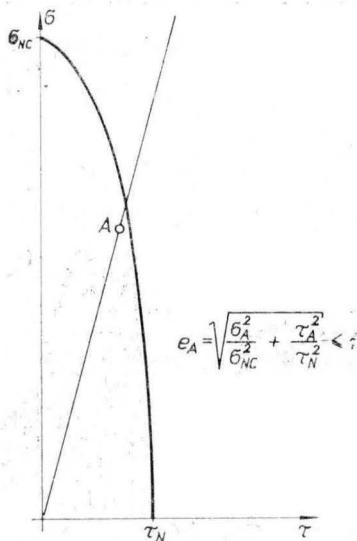


Rys. 8. Charakter zniszczenia typu LAMBDA. Fot. M. Lempart

obszarze ściskanego pasa i przyległej ścianki. Następnie (co stwierdzono podczas analizy magnetowidowej) uległy ścięciu ścianki i nastąpiło pełne kruszenie pasa. Charakter zniszczenia typu LAMBDA pokazują rys. 7 i 8.



Rys. 9. Fragment dźwigarka użyty na próbce na ściskanie



Rys. 10. Elipsa wytrzymałości określająca bezpieczeństwo konstrukcji kompozytowej

Badania prowadzono w temp. pokojowej oraz +54°C. Po uwzględnieniu nośności ścianek uzyskano w temp. +54°C następujące rezultaty:

- próbka 6 RW (ścianka sześciowarstwowa) — $R_c = 607$ MPa,
- próbka 8 RW (ścianka ośmiowarstwowa) — $R_c = 846$ MPa.

Jak z tego wynika, istotnym czynnikiem wpływającym na nośność dźwigarka okazała się liczba warstw tkaniny szklanej w ściance. Było to o tyle dziwne, że przy obliczaniu ścianki stosowano znaczne zapasy bezpieczeństwa (nawet dla ścianek sześciowarstwowych). Świadczyło to o niedoskonałości modelu obliczeniowego dźwigarka kompozytowego i postanowiono zbadać zjawisko dokładniej.

Jednocześnie fragmenty dźwigarków zostały wykorzystane do wykonania próbek na ściskanie wg rys. 9. W próbach tych uzyskano:

- próbka 6 RW — $R_c = 796$ MPa (w temp. +54°C),
- próbka 8 RW — $R_c = 740$ MPa (w temp. +54°C),
- $R_c = 1160$ MNa (w temp. pokojowej).

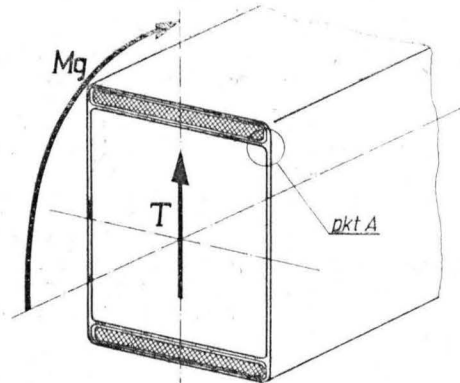
Próba na ściskanie powinna dawać rezultaty niższe niż rzeczywista wytrzymałość, więc do wymiarowania dźwigara postanowiono przyjąć następujące dane:

- $R_c \approx 800$ MPa,
- $E \approx 94,00$ GPa.

Ze względu na bardzo krótkie terminy, niezwłocznie przystąpiono do wykonania dźwigara z pasem węglowym do szybowca SZD-52-2 Krokus. Jednocześnie kontynuowano badania wpływu ścianki na nośność dźwigarków. Efektem tych badań (prowadzonych przez pracowników Politechniki Warszawskiej) było stworzenie w Zakładzie Samolotów i Śmigłowców uproszczonej metody analizy wytrzymałościowej struktur kompozytowych opartej na zastępczym modelu izotropowym. Metoda ta została opisana w [2]. Polega ona na uwzględnieniu (w przeciwieństwie do metod stosowanych do obliczeń dźwigarów szklanych) istnienia złożonego stanu naprężeń w poszczególnych elementach dźwigara. W metodzie zakłada się, że rzeczywiste bezpieczeństwo konstrukcji kompozytowej można ocenić opierając się na kryterium opisanym wzorem:

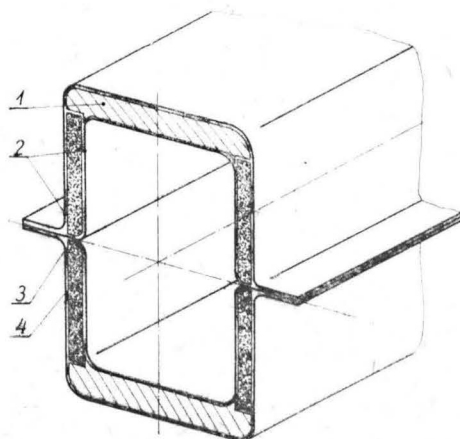
$$C_B = \sqrt{\left(\frac{\sigma_A}{\sigma_{nc}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_A}{\tau_n}\right)^2} \leq 1$$

gdzie σ_{nc} , τ_n — naprężenia ściskające i ścinające wyznaczające półosie elipsy wytrzymałości (rys. 10).

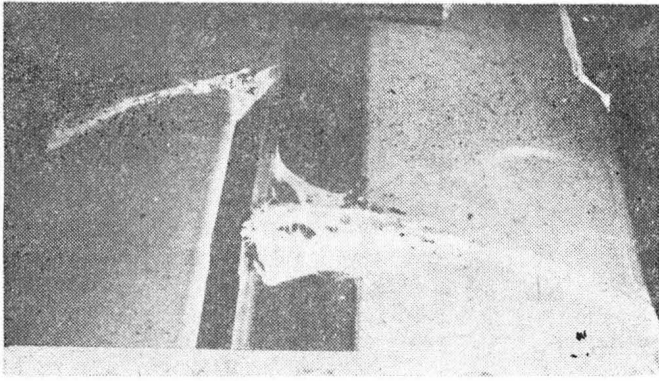


Rys. 11. Punkt krytyczny A ścianki, od którego rozpoczyna się niszczenie konstrukcji

Dokonane na podstawie ww. metody analizy wytrzymałości konstrukcji pozwoliły stwierdzić, że niszczenie próbek następowało przez przekroczenie granicznej wytrzymałości ścianki w obszarze ściskanego pasa. Początkiem zniszczenia konstrukcji jest punkt A na rys. 11. W punkcie tym ścianka jest ścinana i ściskana jednocześnie. Zniszczenie w tym punkcie prowadzi do większego obciążenia ściskanego pasa i w konsekwencji do jego zniszczenia. Towarzyszy temu ścięcie ścianki i powstanie charakterystycznego przełomu LAMBDA. Obliczenia nośności dokonane wstecz dla próbek wykazały dużą zgodność z uzyskanymi rezultatami prób. Należy jednak oczekiwać uściślenia tej teorii, zwłaszcza przez zbadanie wpływu odkształceń poprzecznych pasa i ścianki związanego z różnicą liczb Poissona kompozytów węglowych i szklanych.



Rys. 12. Konstrukcja dźwigara: 1 — pas, 2 — ścianki, 3 — sklejna, 4 — pianka



Rys. 13. Uszkodzenie skrzydła podczas próby wymiarującej prowadzonej w temp. pokojowej. Fot. M. Lempart

Jak już wspomniano, nie czekając na teoretyczne opracowanie wyników badań dźwigarków zaprojektowano i wykonano skrzydło szybowca z dźwigarów z pasami węglowymi. Projekt ten oparto na założeniu, że konstrukcja i technologia dźwigara powinny umożliwiać wykonywanie szybowca w dwóch wersjach: „szklanej” i „węglowej”, tj. zawierającej włókno węglowe w pasach dźwigara. Założenie to było wymuszone trudnościami w zdobyciu włókna węglowego oraz brakiem perspektyw na zdecydowaną poprawę w tej dziedzinie. Konstrukcję dźwigara przedstawiono na rys. 12.

Proces produkcji dźwigara składał się z siedmiu operacji:

- przygotowanie formy, pokrycie warstwą rozdzielczą,
- laminowanie ścianki zewnętrznej (ręczne — przy użyciu pędzli),
- laminowanie pasa:
 - sycenie wiązki rowingów węglowych,
 - cięcie, układanie i walcowanie pasa (ręczne),
- laminowanie ścianki wewnętrznej:
 - klejenie wypełniacza,
 - laminowanie tkanin wewnętrznych,
- wywarcie docisku i utwardzenie: temp. pokojowa, ciśnienie 0,8÷0,9 atm,
- sklejanie połówek dźwigara,
- dotwardzanie (w temp. +60°C, czas 8 h).

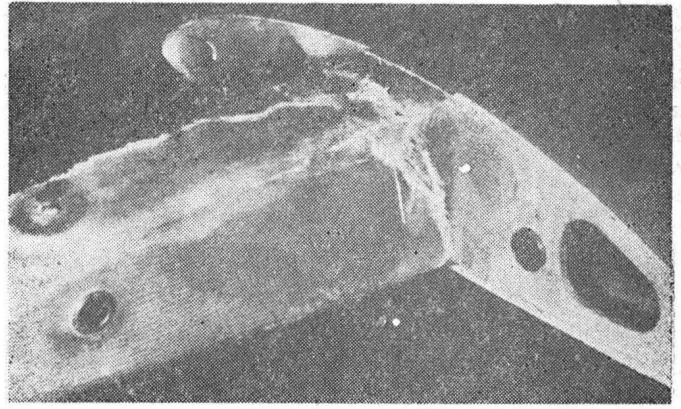
Powyższa technologia jest stosowana od lat dla dźwigarów szklanych, jedynie sycidło zostało zaprojektowane specjalnie do sycenia rowingu węglowego. Dźwigar wykonany tą technologią został wklejony w skrzydło i poddany próbom wytrzymałościowym w temp. pokojowej i temp. +54°C. W czasie jednej z prób wymiarujących, prowadzonej jednak na zimno, tj. w temp. pokojowej, nastąpiło nieoczekiwane wczesne złamanie skrzydła. Obraz uszkodzeń przedstawia rys. 13.

W próbie uzyskano zaledwie 97% obciążenia dopuszczalnego, przy czym dla uznania dowodu jest wymagane uzyskanie 150% i to w temp. +54°C.

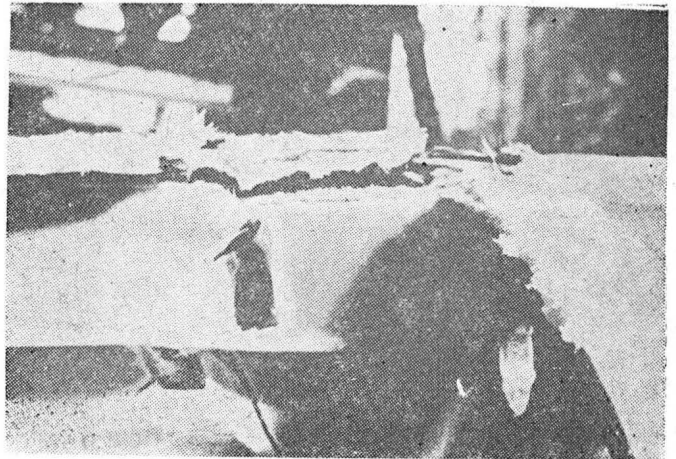
Zniszczenie nastąpiło w miejscu zabudowania skrzynki hamulcowej przy poziomie naprężeń ściskających zaledwie 530 MPa. Wówczas nie były jeszcze znane wyniki analiz prowadzonych na Politechnice Warszawskiej, dlatego też tak niski wynik był niemiłym zaskoczeniem dla twórców projektu. Zniszczenie próbowano wyjaśnić:

— skokiem sztywności giętej skrzydła na końcach skrzynki hamulcowej (z pewnością jest w tej hipotezie sporo racji, jednak trudno uniknąć tego elementu konstrukcyjnego w skrzydle),

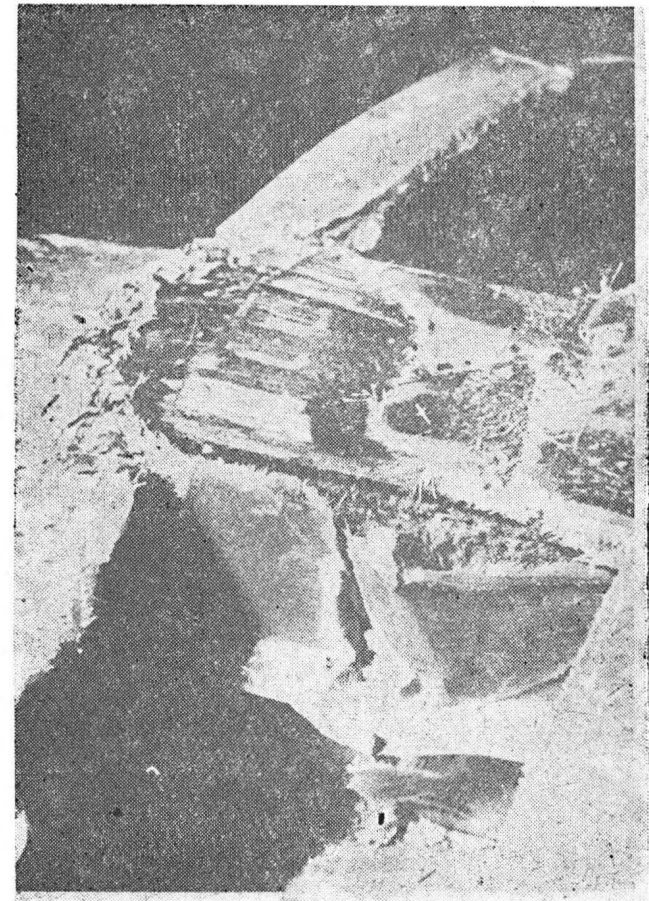
— wadami wykonawczymi pasa wynikającymi ze źle opracowanej technologii pasów,



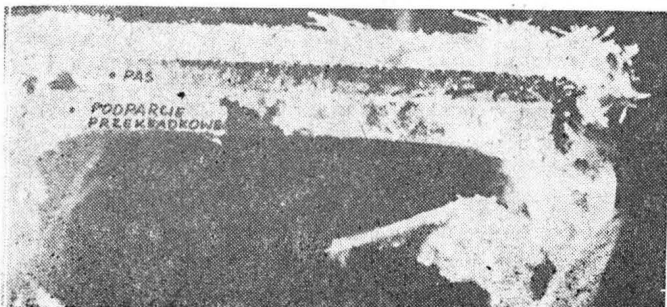
Rys. 15. Czoło dźwigara zniszczone podczas próby na ciepło. Fot. M. Lempart



Rys. 16. Skrzydło III, ścianka przednia. Fot. M. Lempart

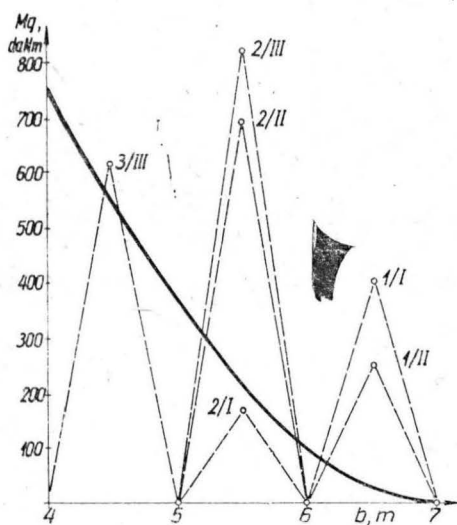


Rys. 17. Próba III, pas i ścianka tylna. Fot. M. Lempart



Rys. 14. Pas dźwigara podparty konstrukcją przekładkową. Fot. M. Lempart

— lokalnym wyboczeniem pasa (z powodu założenia dwuwersyjności dźwigara pas węglowy był bardzo cienki i stosunkowo słabo podparty). Nie brakło też opinii, że przyjęto zawyżone wytrzymałości kompozytu oraz że model obliczeniowy był niedoskonały (co okazało się później najbliższe prawdy).



Rys. 18. Wyniki badań ocalałych fragmentów skrzydeł: I — skrzydło bez wzmocnień, II — skrzydło po wzmocnieniu i podparciu pasa, III — skrzydło po wzmocnieniu czola

Tymczasem jednak zdecydowano o podparciu pasa konstrukcją przekładkową oraz zmniejszeniu wyężenia materiału przez zwiększenie przekroju pasa o 18% (przyjęto $R_c = 650$ MPa). Tak wykonany dźwigar poddano ponownie próbie i tym razem skrzydło pomyślnie przeszło próbę w temp. pokojowej, natomiast na ciepło wytrzymało jedynie 120% obciążenia dopuszczalnego. Zniszczeniu uległo czoło dźwigara (rys. 15), co świadczyło o słabym związaniu pasów w tym obszarze.

Po wzmocnieniu czola dźwigara wykonano próbę III skrzydła. Tym razem skrzydło wykazało swoją trwałość na ciepło przy 150% obciążenia dopuszczalnego. Do pełnego sukcesu zabrakło niestety kilku sekund — podczas

odciążania skrzydło nieoczekiwanie uległo zniszczeniu.

Aby zebrać więcej wyników, ocalałe fragmenty skrzydeł poddawano kolejnym próbom, uzyskując rezultaty o bardzo dużym rozrzucie (rys. 18). W tej sytuacji wyciąganie szczegółowych wniosków było niemożliwe i istotnego znaczenia nabrały badania i analizy teoretyczne prowadzone na Politechnice Warszawskiej. Efektem tych prac było opracowanie wyżej wspomnianej metody obliczeniowej oraz sformułowanie wniosków konstrukcyjno-technologicznych, których wdrożenie powinno znacznie poprawić nośność dźwigarów z pasami węglowymi.

Wnioski wynikające z przeprowadzonych prac są następujące:

— należy wzmocnić ściankę dźwigara w obszarze pasa przenoszącego większe ściskanie np. przez zwiększenie jej grubości,

— należy zmienić konstrukcję i technologię dźwigara tak, aby było możliwe uzyskanie powtarzalności połączenia pas—ścianka,

— siły poprzeczne należy wprowadzać w pas w sposób łagodny, tj. nie w postaci siły skupionej. Czynnikiem ten jest dla kompozytów węglowych istotniejszy niż dla kompozytów szklanych,

— wskazane jest zwiększenie wytrzymałości pasa na ścinanie. Zastosowane spoivo (Ep.52/Z-1) daje zbyt wyraźny spadek wytrzymałości na ścinanie w podwyższonych temperaturach,

— zastosowanie sztywniejszej (a więc przejmującej większe ścinanie) ścianki może podwyższyć nośność dźwigara pod warunkiem, że odpowiednio większa będzie złożona wytrzymałość ścianki.

Należy oczekiwać, że wykorzystanie wszystkich doświadczeń zebranych w trakcie prac nad skrzydłem SZD-52-2 Krokus oraz wniosków wynikających z badań odkształcalności poprzecznej konstrukcji kompozytowych prowadzonych na Politechnice Warszawskiej pozwoli w pełni wykorzystać w budowie następnych konstrukcji zbrojonych węglem ogromne możliwości tego materiału.

LITERATURA

1. Protokół z próby wytrzymałościowej nr 18/82.
2. B. JANCELEWICZ: Uproszczona analiza wytrzymałościowa struktur kompozytowych w złożonym stanie obciążeń przy użyciu zastępczych modeli izotropowych. *Technika Lotnicza i Astronautyczna* nr 3, 6 i 7, 1985 r.
3. Sprawozdanie KBS L-52.
4. Sprawozdanie KBS L-58.
5. Sprawozdanie KBS L-59.

cd. ze s. 5

się widoczne, że przepływ wtórny stanowi jeden nurt opływu swobodnego przepływu wlotowego, który przy dostatecznie dużej prędkości napływu czołowego występuje jako część nadwlotowa tego opływu (rys. 4b).

Przy określonej dla danego samolotu prędkości rozpoczyna się druga faza rozbiegu, tylko na kołach podwozia głównego, z określonym kątem natarcia, trwająca do chwili osiągnięcia prędkości oderwania. W obliczeniach przykładowych przyjęto, że prędkości rozbiegu samolotu TS-11 Iskra z podniesionym kołem przednim na wysokość 0,20 m nad drogą startową wynoszą: początkowa 140 km/h (38,8 m/s) i końcowa (oderwania) 210 km/h (58,3 m/s). Podany wznios przedniego koła odpowiada kątowi natarcia $3,5^\circ$.

Struktury swobodnego przepływu wlotowego w warunkach drugiej fazy rozbiegu samolotu zostały wyznaczone wg równania (2) i są przedstawione na rys. 6. Wskazują one dalszy przebieg przemiany przepływu wlotowego, charakteryzującego się zawężaniem tego przepływu w miarę wzrostu prędkości rozbiegu. Ilustrują to graniczne linie prądu z $\psi = -27,4$ przy $V_T = 38,8$ m/s i $\psi = -9,3$ przy $V_T = 58,3$ m/s.

Zawężenie przepływu wlotowego w omawianym zakresie zakończy się przepływem prostoliniowym, osiąganym dopiero w locie z prędkością równą prędkości przepływu w oknie wlotowym. Np. w samolocie TS-11 Iskra zachodzi to przy $V = 115$ m/s na wysokości $H = 0$ i $V = 107$ m/s na wysokości 11 km [10]. Wiadomo, że powyżej tych prędkości rozpoczyna się proces sprężania dynamicznego powietrza wlotowego.

* * *

Przeprowadzone badania teoretyczne, oparte na wstępnych badaniach doświadczalnych [5, 10], ujawniły i usystematyzowały zakresy swobodnego przepływu wlotowego składające się na przemianę tego przepływu w warunkach

rozbiegu samolotu. Każdy zakres przepływu został określony przez charakterystyczne dla niego położenie punktu spiętrzenia przepływu oraz przebiegi zerowej i granicznej linii prądu. Obok walorów poznawczych stanowi to przyczynek do:

— materiałów źródłowych konstruowania wlotów ze względu na związek wprowadzonych relacji z parametrami wlotu, jakimi są natężenie przepływu wlotowego i jego odległość od ziemi,

— określenia warunków zanieczyszczenia przepływu wlotowego ciałami obcymi, możliwego jedynie w zakresie przepływów z linią zerową opartą na ziemi [3],

— badań analitycznych wg rozwiniętych modeli, uwzględniających m.in. wpływ aerodynamiczny wlotu na swobodny przepływ wlotowy.

LITERATURA

1. P. DZIERŻANOWSKI, W. KORDZIŃSKI, M. ŁYZWIŃSKI, J. OTYS, S. SZCZECIŃSKI, R. WIATREK: Turbinowe silniki odrzutowe. WKiŁ, 1983 r.
2. J. L. COLEHOUR, B. W. FARQUHAR: Inlet. Vortex, *Journal Aircraft*, nr 1, 1971 r.
3. T. GAJEWSKI: Warunki generowania i metody tłumienia wiru wlotowego w warunkach startowych. *TLiA*, nr 8/9, 1980 r.
4. T. GAJEWSKI: Badania modelowe wpływu ziemi i napływu czołowego na swobodny przepływ wlotowy turbinowego silnika odrzutowego. *Biuletyn WAT* nr 8, 1984.
5. T. GAJEWSKI, J. DUDEK: Badania doświadczalne i model analityczny swobodnego przepływu wlotowego turbinowego silnika odrzutowego w warunkach wpływu ziemi. *Biuletyn WAT* nr 2, 1985 r.
6. T. GAJEWSKI: Analiza wpływu odległości od ziemi wlotu turbinowego silnika odrzutowego na strukturę jego swobodnego przepływu wlotowego. *TLiA* nr 7, 1986 r.
7. W. J. PROSNAK: *Mechanika płynów*. PWN, 1970 r.
8. S. SZCZECIŃSKI, R. SZCZEPANIK: Badania pola przepływu przed wlotami silników odrzutowych przy zastosowaniu metody superpozycji źródeł i upustów. *Biuletyn WAT* nr 12, 1979 r.
9. W. ZIEMNICKI: Zastosowanie źródła tarczowego do kształtowania brył obrotowych. *Prace Instytutu Aerodynamiki*, Warszawa, 1952 r.
10. Optymalizacja profilu wlotu samolotu TS-11 ze względu na kształtowanie strumienia wlotowego w warunkach startowych. Wyd. WOSL, Dębno, 1976 r.

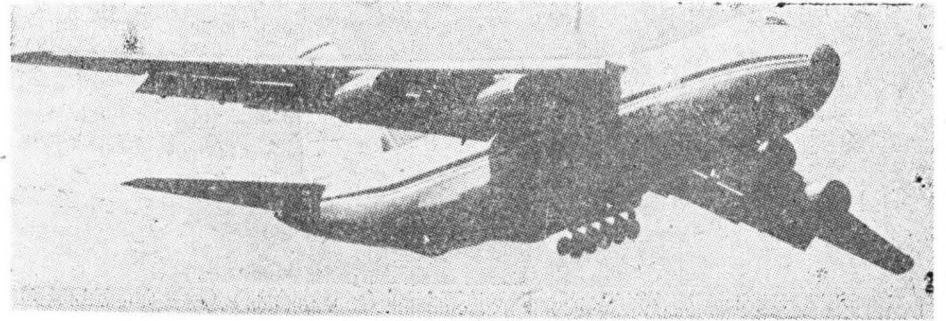
Ciężki samolot transportowy

KONSTRUKCJA. Odrzutowy czterosilnikowy metalowy grzbietopłat.

Plat. Obrys trapezowy, profil nadkrytyczny o grubości względnej ok. 13%; skos krawędzi natarcia przy kadłubie 40°, dalej 32°; wznios ujemny ok. 5,5°. Konstrukcja metalowa, kesonowa, wielosegmentowa. Wnętrze kesonów stanowi zbiorniki paliwowe. Pokrycia duralowe integralne, wykonane metodą wyciskania. Na całej rozpiętości krawędzi natarcia kłapy noskowe (po pięć segmentów na każdym skrzydle). Na krawędzi spływu kłapy Fowlera (po trzy segmenty na każdym skrzydle), zajmujące 75% rozpiętości. Wychylenia segmentów kłap różnicowe, stopniowane: największe dla segmentu przykadłubowego, mniejsze dla następnych. Średnie wychylenie kłap: 30° do startu, 45° do lądowania. Każdy segment kłapy umocowany na dwóch wspornikach, wsporniki z kompozytu węglowego. Niezwykle lotki zajmują tylko ok. 20% rozpiętości. Przed kłapami na górnej powierzchni skrzydła przerywacze i spoilerzy (po osiem segmentów na każdym skrzydle), wspomagające działanie lotek i pełniące rolę hamulców aerodynamicznych. Przerywacze chowają się automatycznie przy wzroście ciągu silników powyżej nominalnego, podobnie w przypadku wystąpienia niedopuszczalnej asymetrii wychylenia dolnej pary przerywaczy zostaje ona schowana. Cztery wsporniki silników są wykonane z kompozytu węglowego, tak jak i elementy spływowej części skrzydła. Na kłapach noskowych instalacja przeciwołdzeniowa. Końcówki skrzydeł kompozytowe.

Kadłub. Przekrój owalny powstały z połączenia kilku łuków, spłaszczony u dołu. Konstrukcja półskorupowa metalowa. Wnętrze dwupokładowe. Cały przód kadłuba, mieszczący radary, jest podnoszony do góry, co umożliwia wysunięcie trapu przedniego i dostępu do ładowni od przodu (czas otwarcia 420 s). Pod podłogą ładowni (w przedniej jej części) znajdują się luki zespołów podwozia przedniego. Podłoga ładowni ze stopu tytanowego, przystosowana do przenoszenia dużych nacisków; może ona być wyposażona w transportery rolkowe do przemieszczania ładunku. Ładownia jest wyposażona w dwie sunnice — każda z nich ma dwa dźwigi elektryczne podnoszące po 5000 kg każdy. W tylnej części ładowni znajdują się tylne wrota ładunkowe, zamknięte „do dołu” opuszczanym trapem, umozonane do góry (do wnętrza) pokrywa środkowa i dwiema otwieranymi na boki osłonami: czas otwierania 180 s. W przedniej części kadłuba z lewej strony znajdują się drzwi, zamykane do dołu pokrywa zaopartą w integralne składane schodki. Na górnym pokładzie samolotu znajdują się zespoły pomieszczeń oddzielone od siebie kesonem skrzydła: przedni z kabiną załogi i jej pomieszczeniami wypoczynkowymi oraz gospodarczymi i tylny, stanowiący kabinę dla 88 pasażerów. Pomieszczenia załogowe mają drzwi awaryjne z prawej strony, pasażerskie — dwie pary wyjść awaryjnych. W ładowni znajdują się schody umożliwiające komunikację wewnętrzną. Wnętrze samolotu jest ciśnieniowe, klimatyzowane; w celu zmniejszenia masy konstrukcji zastosowano jednak zróżnicowanie naciśnienia między górnym a dolnym pokładem. Po obu stronach kadłuba gondole, mieszczące pomocnicze zespoły napędowe (APU), zespoły podwozia głównego i zespoły instalacji pokładowych. Osłony gondol, pokrywy podwozia, owiewki kadłub-skrzydło i kadłub-usterzenie oraz środkowa pokrywa tylnego luku ładowni wykonane z kompozytów.

Usterzenie. Klasyczne, obrysy usterzeń trapezowe, oba usterzenia skośne. Statecznik



poziomy nieprzestawialny. Konstrukcja stateczników metalowa, wielodźwigarowa. Stery segmentowe (każdy z dwóch segmentów) o konstrukcji kompozytowej. Na noskach stateczników instalacja przeciwołdzeniowa.

Sterowanie. Układ sterowania aktywnego (fly-by-wire) typu SAU z komputerem centralnym, przeznaczonym do nawigacji, sterowania płatowcem i silnikami. Instalacja wykonawcza elektrohydrauliczna, czteroobwodowa. Sterowanie awaryjne — ręczne.

Podwozie. Trójpodporowe, wielozespołowe, chowane hydraulicznie do kadłuba. Podwozie przednie z dwóch jednakowych zespołów usytuowanych obok siebie; golenie zespołów teleskopowe, bliźniacze koła na wahaczach, oba zespoły sterowane. Podwozie główne wielozespołowe, składa się z pięciu par jednakowych zespołów z kołami bliźniaczymi. Pierwsza i ostatnia para samonastawna w celu ułatwienia manewrów na ziemi. Na kołach głównych hydrauliczne hamulce tarczowe, blokowane podczas rozbiegu i rozkręcania kół przed lądowaniem. Tarcze hamulców z kompozytu węglowego. Podwozie przystosowane do zmiany przeswitu i kąta usytuowania osi kadłuba względem ziemi („przysiadanie” i „przyklękanie”) w celu ułatwienia operacji przeładunkowych. Wymiary kół: główne — 1,27 × 0,51 m, przednie — 1,12 × 0,45 m. Podwozie ma łącznie 24 koła.

Zespół napędowy. Cztery silniki turbowentylatorowe Lotarijew D-18T o ciągu statycznym 22 560 daN każdy. Silniki trójwałowe; stosunek przepływów 5,7:1, spręż 27,5:1; zużycie paliwa 0,58 kg/daN·h; przewidziana trwałość całkowita 18 000+20 000 h przy okresach międzynaprawczych 5000+6000 h. Wymiary silnika: średnica wentylatora 2,33 m, długość 6,3 m, masa 4100 kg. Silniki umocowane pod płatem na wysięgnikach, duże ich osłony — kompozytowe. Dwa silniki pomocnicze TA-12 służą do rozruchu silników głównych oraz napędzają zespoły instalacji pokładowych podczas postoju lub awarii silników głównych. Na wylotach przepływu zimnego każdego z silników kaskadowe odwracacze ciągu.

Instalacje. Paliwowa — 10 integralnych zbiorników w skrzydle, poj. ok. 280 000 l, 4 niezależne układy (dla każdego silnika osobno), urządzenie do podgrzewu paliwa. Hydrauliczna — wieloobwodowa, steruje podwoziem, pokrywami luków kadłuba, zasila zespoły sterowania płatowcem. Elektryczna — prąd stały 28 V, zmienny 115 V/400 Hz, 4 prądnic główne, 2 prądnic awaryjne, transformatory, przekładniki, akumulatory. Klimatyzacyjna — zapewnia naciśnienie 55 kPa na górnym pokładzie i 25 kPa w ładowni. Przeciwołdzeniowa — elektroimpulsowa (wymuszone elektromagnetycznie drgania wysokiej częstotliwości

uniemożliwiają osadzanie się lodu na chromionych elementach). Przeciwożarowa — butle CO₂ na silnikach, gaśnice wewnątrz kadłuba.

Wyposażenie. Radary: nawigacyjny i meteorologiczny, urządzenie do nawigacji bezwładnościowej, urządzenia nawigacyjne Loran i Omega, systemy łączności, system kontroli instalacji, systemy diagnostyczne, 4 komputery do sterowania (płatowcem, silnikami) i do prowadzenia nawigacji w systemie SAU, system diagnostyki przedstartowej BASU.

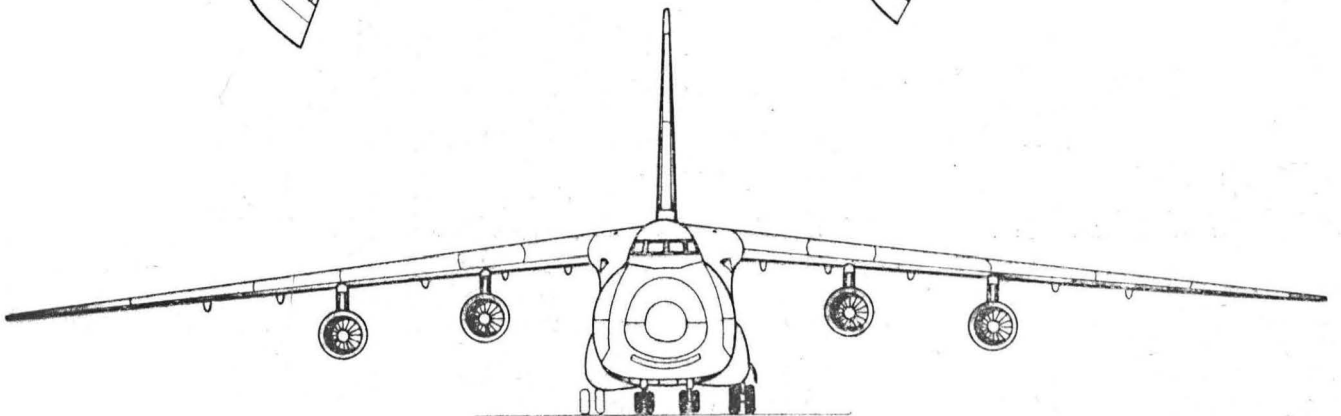
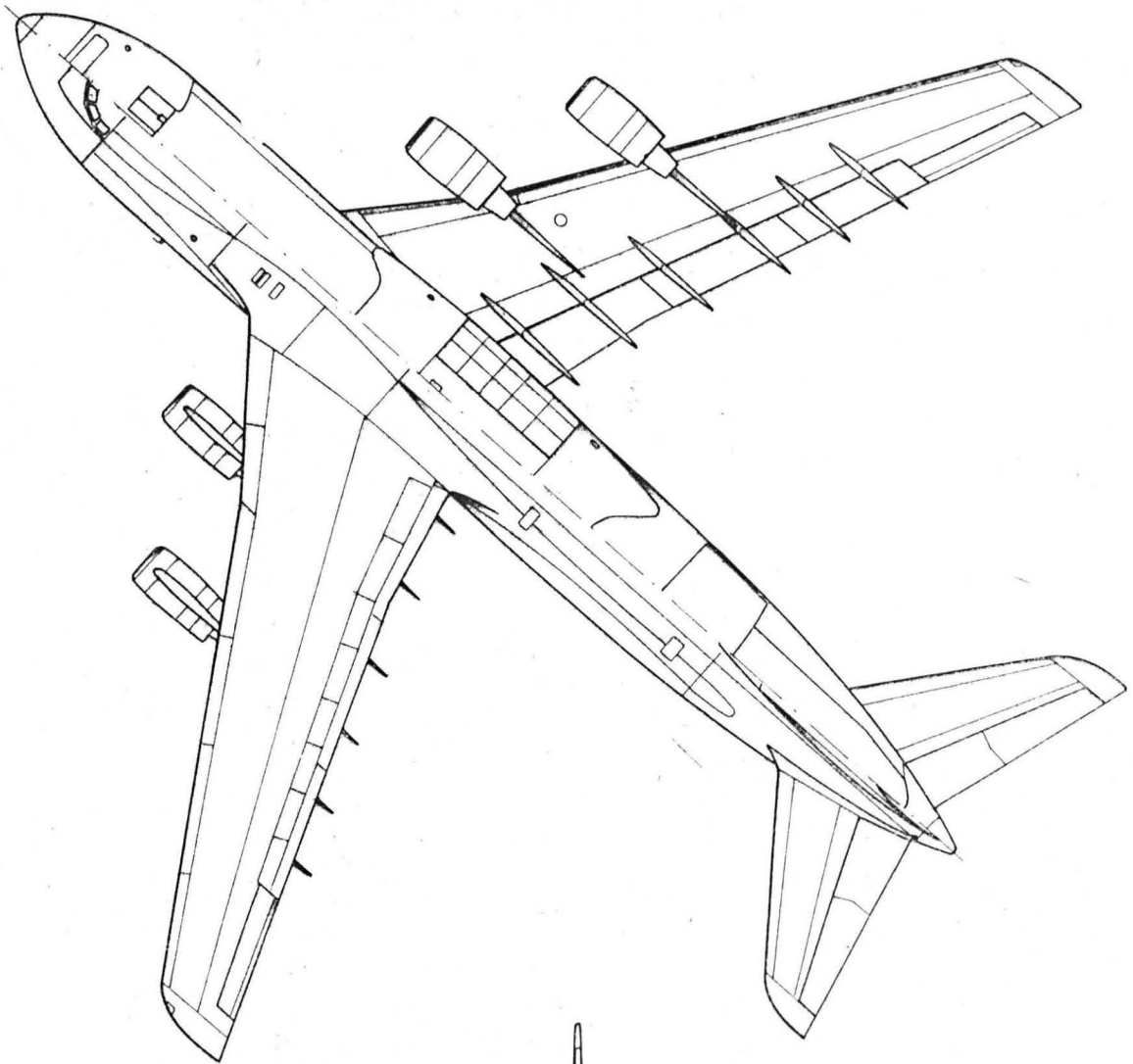
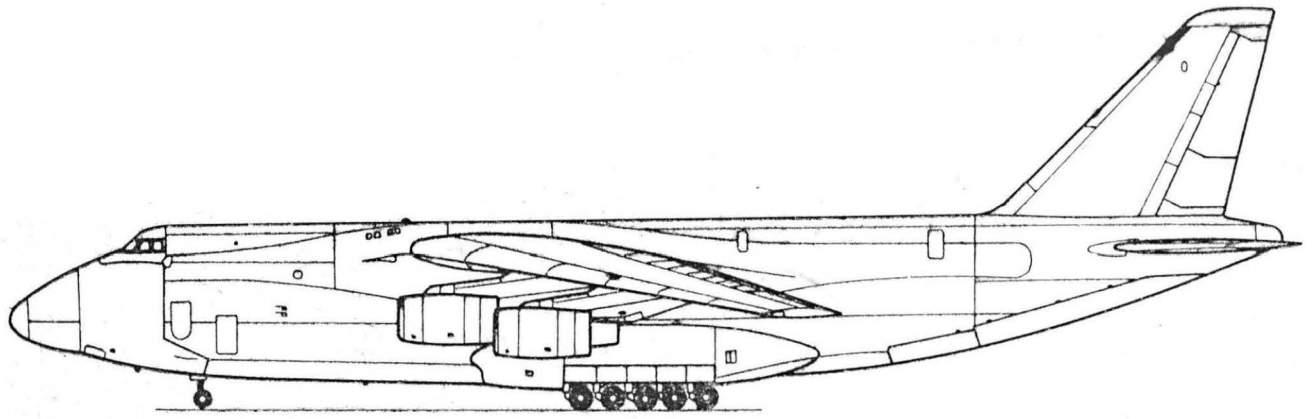
ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Opracowanie An-124 rozpoczęło w 1977 r. w wyniku zapotrzebowania na samolot o wielkiej ładowności, przystosowany do lotnisk gruntowych Dalekiego Wschodu. Miał to być oczywiście także ciężki transportowy samolot wojskowy. Rozwiązano wiele problemów technologicznych (wyciskanie integralnych elementów pokryć o długości 28 m, przemysłowe zastosowanie kompozytów), starannie opracowano ergonomię kabiny załogi i dobrano wyposażenie elektroniczne. Zastosowano także najnowsze silniki D-18T, nie ustępujące w niczym analogicznym konstrukcjom zachodnim. Prototyp An-124 oblatano 1982-12-23. Po raz pierwszy samolot pokazano na Salonie Paryskim w 1985 r. An-124 charakteryzuje się dobrym współczynnikiem stosunku użytecznego do masy startowej, wynoszącym 0,37. W sierpniu 1985 r. An-124 uniósł ładunek 171 219 kg na wysokość 10 750 m. Jest on obecnie największym samolotem świata. W jego konstrukcji zwraca uwagę skala zastosowania kompozytów — ich ogólna masa w samolocie wynosi 5550 kg (w tym węglowych 2500 kg), a powierzchnia pokryta kompozytami wynosi ok. 1500 m²; dało to oszczędność na masie konstrukcji rzędu 1800 kg. System sterowania aktywnego zintegrowany z systemami nawigacyjnymi zastosowano prawdopodobnie po raz pierwszy w ZSRR. Także komputerowy system lokalizacji i usuwania awarii podczas lotu oraz elektroniczny system kontroli przedstartowej (dyktujący wykonanie kolejnych czynności i blokujący możliwość startu przy pominięciu którejs z nich) są nowościami. Wyposażenie i ergonomia kabiny załogi pozwalają zmniejszyć wysiłek ludzi o 18-39% w porównaniu z samolotem An-12. W 1985 r. latały trzy prototypy, zmontowane w Kijowie. Wielkie elementy skrzydła transportowano do Kijowa samolotem An-22, przy czym ze względu na wymiary mocowano je do zewnątrz kadłuba An-22. Samolot An-124 Ruslan jest podczas postoju całkowicie niezależny od urządzeń naziemnych. Można przypuszczać, że obecne wymiary samolotu (zwłaszcza długość) nie są jeszcze ostateczne — w dalszym rozwoju konstrukcji będzie możliwe powiększenie pojemności kadłuba.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	73,30 m
Długość	69,50 m
Wysokość	22,50 m
Długość ładowni	36,5 m
Szerokość ładowni	6,5 m
Wysokość ładowni	4,5 m
Pojemność ładowni	1000 m ³
Powierzchnia nośna	628 m ²
Wydłużenie skrzydła	8,56
Masa własna	175 000 kg
Masa startowa normalna	405 000 kg
Masa ładunku normalna	150 000 kg

Masa ładunku maks.	170 000 kg
Masa paliwa maks.	230 000 kg
Wydajność przewozowa	0,37
Obciążenie powierzchni	644,9 kg/m ²
Obciążenie ciągu	4,40 kg/daN
Prędkość przelotowa maks.	850 km/h (=0,75 Ma)
Pułap	12 000 km
Zasięg z ładunkiem maks.	4500 km
Zasięg maks.	16 500 km
Długość trasy lotu maks.	20 h

T.M.





Śmigłowiec transportowy i wielozadaniowy

KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy, turbiniowy metalowy śmigłowiec z dwoma wirnikami w układzie współosiowym, ze stałym podwoziem.

Układ wirnikowy. Wirniki współosiowe, przeciwbieżne, trójłopatowe. Obrys łopaty prostokątny. Konstrukcja łopat kompozytowa, noski pokryte cienką blachą metalową oraz gumową warstwą przeciwbrazyjną i wyposażone w instalację przeciwbłodzeniową. Zawieszenie łopat przegubowe. Łopaty składane w celu zmniejszenia wymiarów śmigłowca podczas hangarowania na pokładach jednostek pływających. Składanie łopat przeprowadzane bez rozłączania sterowania. Głowice wirników z odkuwek tytanowych. Wirnik górny prawoobrotowy, dolny — lewoobrotowy.

Kadłub. Przekrój owalny, spłaszczony od dołu. Konstrukcja półskorupowa metalowa ze stopów aluminium. W części przedniej bogato oszklona kabina pilotów z miejscami obok siebie, między fotelami pilotów miejsce operatora ładunku. Oszklenie kabiny z wypukłych szyb formowanych podciśnieniowo. Odsuwane od tyłu drzwi z obu stron kabiny załogi. Za kabiną załogi, oddzielona od niej termoizolacyjną ścianką, kabina ładunkowa. Można w niej umieścić siedzenia dla 16 pasażerów, znajdują się na niej także uchwyty i mocowania przewozonego ładunku. W konstrukcji podłogi, pod osią wirników, znajduje się zamykany wykrój umożliwiający wyprowadzenie podwieszenia ładunku zewnętrznego. W wariancie sanitarnym można przewozić 4 chorych na noszach, 4 na fotelach i 2 osoby personelu medycznego oraz niezbędną aparaturę. Drzwi kabiny ładunkowej odsuwane, znajdują się za osią układu wirnikowego po lewej stronie kadłuba. Górne pokrycia kadłuba wykonane z blach tytanowych, stanowią one przegrodę ogniową między ładownią a przedziałami zespołu napędowego. Wnętrze kabiny ładunkowej oświetlone przez 2 pary prostokątnych okien. Po obu stronach kadłuba można podwieszać dodatkowe zbiorniki paliwowe. Tylna część kadłuba w postaci krótkiej belki o przekroju owalnym niesie usterzenie i mieści w swym wnętrzu wyposażenie radioelektroniczne. W wersji morskiej pod kadłubem znajdują się nadmuchiwane pływaki osłonięte podłużnymi owiewkami. Wnętrze kabiny jest przewietrzane i ogrzewane.

Usterzenie. Usterzenie pionowe zdwojone. Obrys usterzenia poziomego prostokątny, pionowych — trapezowy. Płaszczyzny usterzeń pionowych zbieżne ku przodowi. Na noskach stateczników słoty poprawiające opływ na wewnętrznych powierzchniach usterzeń. Stery kierunku zawieszane w dwóch punktach. Konstrukcja usterzenia metalowa, stateczniki dwudźwigarowe. Stery służą do sterowania śmigłowcem w zakresie wyższych prędkości lotu (sterowanie w zakresie małych prędkości i w zawisie przez zmianę obciążenia wirników).

Sterowanie. Pojedyncze sterownice (tylko z lewej strony), możliwość zabudowy drugiego zestawu sterownic. Układy sterowania linkowo-popychaczowe ze wzmacniaczami hydraulicznymi.



Podwozie. Stałe, czterozespołowe. Zespoły podwozia przedniego z goleniami teleskopowymi, koła nastawne na widelcach. Podwozie główne z goleniami w postaci konstrukcji prostowodowej wspartej amortyzatorami, koła na widelcach. Na kołach podwozia głównego hamulce hydrauliczne. Amortyzacja olejowo-gazowa. Uzupelnieniem podwozia jest zespół nadmuchiwanych pływaków pod kadłubem.

Zespół napędowy. Dwa silniki turbiniowe TW-3-117 o mocy 1628 kW każdy. Silniki umieszczone obok siebie na grzbiecie kadłuba przed osią układu wirnikowego. Każdy silnik jest odrębną, samodzielną jednostką napędową. Osłony silników metalowe, wyloty spalin skierowane skośnie na boki. Do rozruchu silników służy trzeci, mały silnik turbiniowy używany jako wytwornica gazu. Możliwy jest także rozruch pneumatyczny z naziemnego źródła zasilania.

Układ przeniesienia napędu. Przekładnia zmniejszająca obroty z wyjściami do napędu agregatów, silniki przyłączone za pośrednictwem sprzęgieł wolnego biegu.

Instalacje. Paliwowa — dwie grupy zbiorników (pod podłogą kabiny ładunkowej), każda obsługuje jeden silnik; istnieje możliwość zasilania każdego silnika z dowolnej grupy zbiorników oraz podwieszania zbiorników dodatkowych w postaci opływowych skrzynek po obu stronach kadłuba. Hydrauliczna — trójobwodowa, składa się z sieci głównej i wspomagającej; sieć główna zasilą wzmacniacze układu sterowania, hamulce kół i siłowniki sterownia dźwigiem pomocniczym; sieć awaryjna automatycznie przejmuje funkcje sieci głównej w przypadku niesprawności, zasilając jednak wyłącznie wzmacniacze układu sterowania. Elektryczna — napięcie 28 V, prądnicę na silnikach, akumulatory, prądnicę awaryjną, transformatory prądu zmiennego do zasilania wyposażenia pokładowego. Przeciwbłodzeniowa — elektryczna na noskach łopat, podgrzewane wloty powietrza do silników.

Wyposażenie. Zestaw do lotów IFR, pilot automatyczny, komputer pokładowy, możliwość zainstalowania radaru. Wyposażenie nawigacyjne śmigłowca umożliwia m.in. precyzyjne wprowadzanie na określony punkt w terenie, naprowadzanie na wybrany punkt wg wskazań radaru, stałe określanie położenia, stabilizację w locie i automatyczne podejście do lądowania.

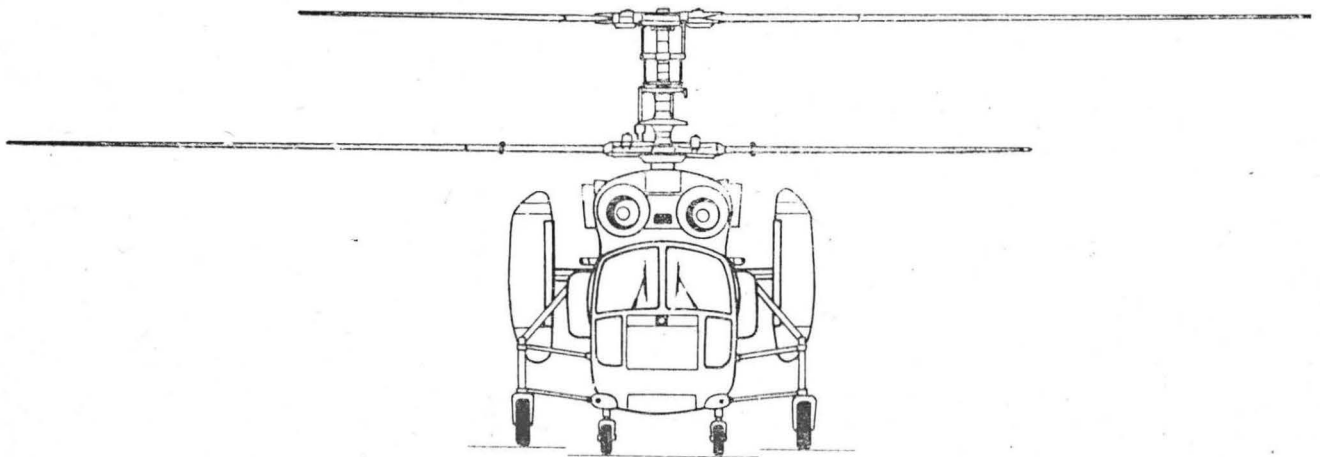
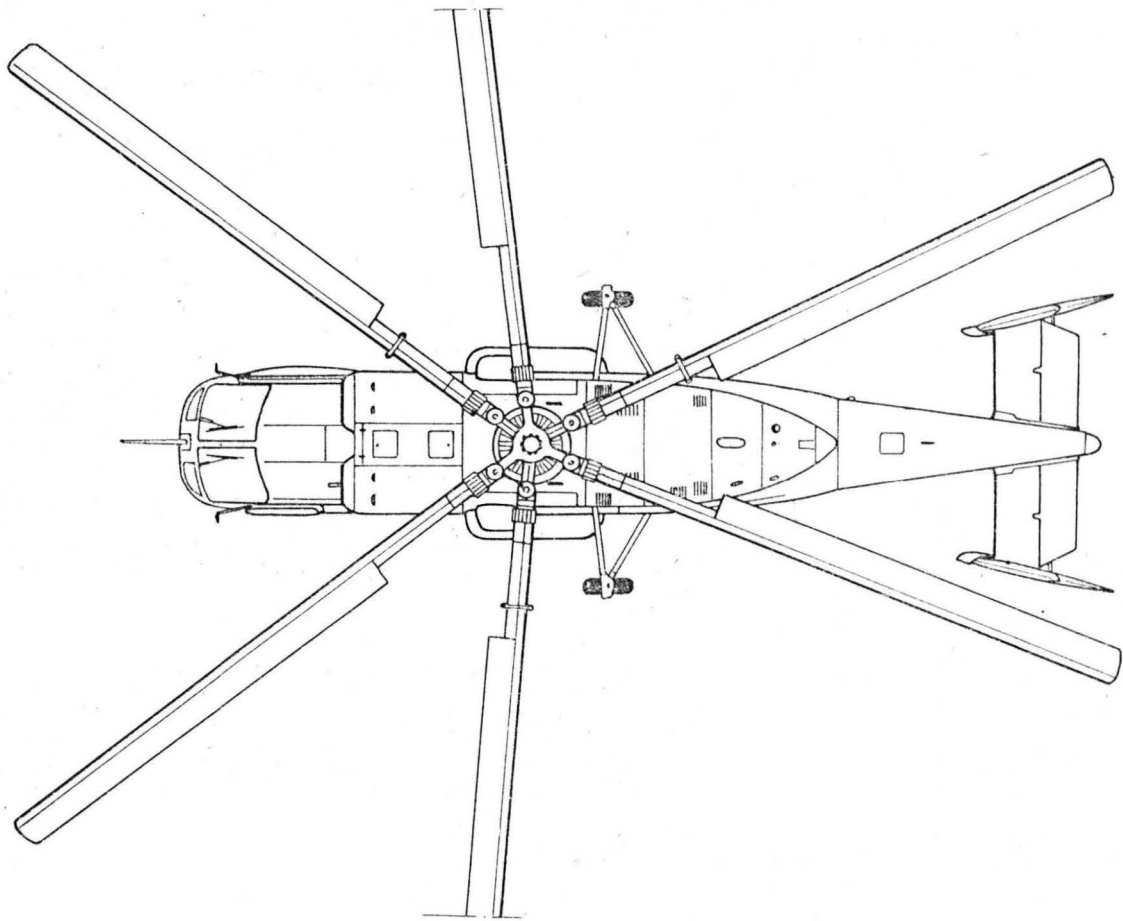
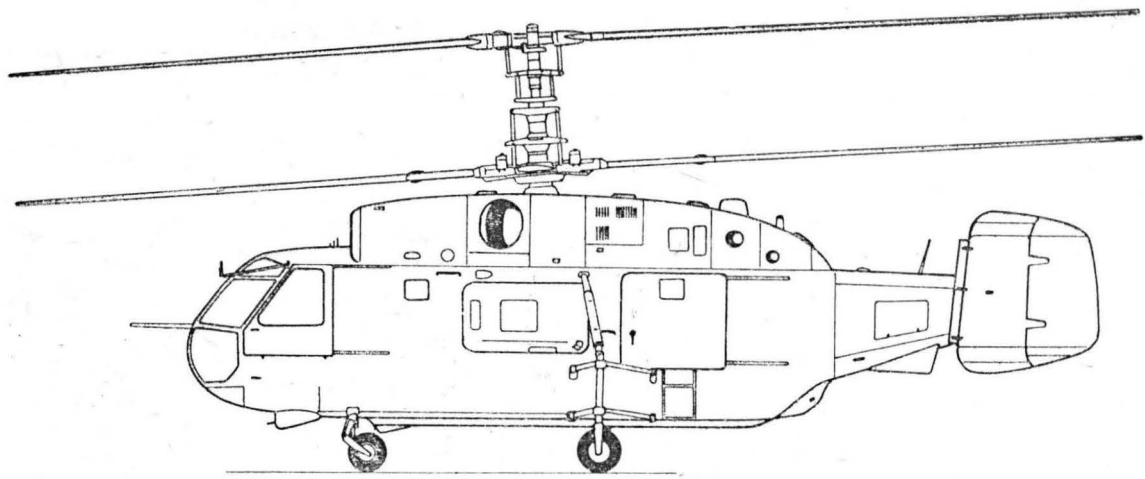
Wyposażenie specjalne. Urządzenie do podwieszania ładunku zewnętrznego wyposażone w wagę i mechanizm zrztu awaryjnego, sterowany hydraulicznie dźwig LPG-300 z elektryczną nawijarką mocowaną z lewej strony przy drzwiach kabiny ładunkowej. Jako wyposażenie pokładowej wersji patrolowej przewidziany wykrywacz anomalii magnetycznych i sonar holowany.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Opracowanie śmigłowca rozpoczęto w latach siedemdziesiątych. Starano się uzyskać śmigłowiec o lepszych właściwościach i osiągnięciach oraz o większych możliwościach, a także bardziej uniwersalny niż Ka-25 — stąd znaczny nadmiar mocy umożliwiający bezpieczną eksploatację w skrajnych warunkach klimatycznych. Prototypy poddano długotrwałym badaniom w różnych warunkach i przy różnych rodzajach zadań (przelatunek statków, różnorodne prace montażowe, zwiad lodowy, obsługa morskich platform wiertniczych, ratownictwo morskie, misje sanitarne, patrolowanie rurociągów i linii energetycznych oraz szlaków komunikacyjnych, gaszenie pożarów, zabiegi agrolotnicze, desantowanie i in.). Na śmigłowcu Ka-32 w 1983 r. ustanowiono 7 nowych rekordów międzynarodowych dla tej klasy śmigłowców (m.in. rekordy czasu wznoszenia i wysokości lotu poziomego w wykonaniu załóg kobiecych). Śmigłowiec Ka-32 jest produkowany w dwóch podstawowych wersjach: wielozadaniowej transportowej i morskiej Ka-32S (z bogatszym wyposażeniem, radarem i składanymi pływakami pod kadłubem). Ka-32 był prezentowany na Salonie Paryskim w 1985 r. oraz jesienią 1985 r. w Polsce (Olsztyn, V Konferencja Naukowo-Praktyczna RWPg).

DANE TECHNICZNE

Długość ze złożonymi łopatami (min.)	12,52 m
Długość kadłuba	11,30 m
Średnica wirników	15,90 m
Wysokość	5,40 m
Baza podwozia	3,02 m
Rozstaw podwozia przedniego	1,40 m
Rozstaw podwozia głównego	3,50 m
Długość wnętrza kabiny ładunkowej	4,52 m
Szerokość wnętrza kabiny ładunkowej	1,30 m
Wysokość wnętrza kabiny ładunkowej	1,32 m
Powierzchnia tarcz wirników	2 × 198,6 m ²
Masa ładunku wewnętrznego maks.	4000 kg
Masa ładunku podwieszonego maks.	5000 kg
Masa startowa norm.	11 000 kg
Masa startowa maks.	12 600 kg
Obciążenie powierzchni tarcz obu wirników maks.	31,73 kg/m ²

Obciążenie mocy maks.	3,87 kg/kW
Prędkość maks.	250 km/h
Prędkość przelotowa	230 km/h
Czas wznoszenia na 3000 m (7156 kg, rekord)	131,1 s
Czas wznoszenia na 6000 m (7251 kg, rekord)	526,5 s
Pułap maks. (rekord)	6552 m
Pułap praktyczny maks.	6000 m
Pułap słatyczny	3500 m
Zasięg maks.	800 km
Zasięg z podwieszonym ładunkiem (5000 kg)	185 km
Długotrwałość lotu maks.	4,5 h



Czeskie czasowniki i zwroty lotnicze (III)

- 1 — odbyć szkolenie w pilotażu, wyszkolić się
- 2 — wprowadzić (satelitę) na orbitę
- 3 — wprowadzać (s.) na o.
- 4 — osiągnąć średnią prędkość na bazie...
- 5 — o. wysokość...
- 6 — anodować
- 7 — eskortować
- 8 — oceniać sytuację
- 9 — mówić bez podniesienia głosu, m. bez wysiłku (w kabine)
- 10 — hartować; przesycać
- 11 — kontrolować, sprawdzać; wykonywać przegląd
- 12 — wykonywać wahania, kołysać się; drgać
- 13 — lakierować
- 14 — polerować
- 15 — prasować, obrabiać na prasie; tłoczyć
- 16 — mierzyć zdalnie
- 18 — m. ciśnienie
- 18 — zasilać z baterii
- 19 — z. z sieci pokładowej
- 20 — ustawić wysokościomierz na wysokość względną doceliska docelowego
- 21 — zasysać powietrze
- 22 — wprowadzać śmigło w choroągiewkę
- 23 — ulec awarii
- 24 — nitować nity wpuszczane, n. nity gładkie
- 25 — lecieć po orbicie
- 26 — oddzielać stopień rakiety
- 27 — zrzucać bomby
- 28 — odpalić (np. rakietę)
- 29 — o. rakietę
- 30 — ewakuować
- 31 — ograniczać prędkość
- 32 — orientować się
- 33 — sterować warstwą przysięcienną
- 34 — spełniać zadania
- 35 — poruszać się po orbicie
- 36 — koziolkować, poruszać się chaotycznie
- 37 — oddawać drążek sterowy, zwalniać d. s.
- 38 — wykonać pętlę
- 39 — przejść do lotu odwróconego
- 40 — przechodzić z orbity na orbitę
- 41 — przechodzić z nurkowania do lotu poziomego, wyprwadzać z n.
- 42 — lecieć po trasie
- 43 — koziolkować, poruszać się chaotycznie
- 44 — wyłączyć, odłączyć (el.)
- 45 — sterować swobodnym spadaniem (nie otwierając spadochronu)
- 46 — skakać (ze spadochronem)
- 47 — strącać samolot
- 48 — skoczyć (ze spadochronem)
- 49 — dążyć do..., lecieć do...
- 50 — spełniać wymagania eksploatacyjne
- 51 — zderzyć się
- 52 — wznosić się stromo
- 53 — spawać; zgrzewać
- 54 — uzupełniać paliwo, tankować
- 55 — tworzyć mgłę
- 56 — tworzyć oblodzenie, obla-dzać
- 57 — uszczelnić, hermetyzować
- 58 — ustanowić rekord świata
- 59 — wprowadzić na orbitę
- 60 — wbudować, wmontować
- 61 — przewietrzać kabinę
- 62 — falować się, tracić stateczność (o pokryciu)
- 63 — wiercić
- 64 — obracać, kręcić
- 65 — rozładowywać; wyladowy-wać (akumulator)
- 66 — wyboczyć się (o konstrukcji)
- 67 — zdmuchiwać warstwę przysięcienną
- 68 — wygiąć
- 69 — odpowiadać wymaganiom
- 70 — wycinać, wykrawać
- 71 — zmieniać; wymieniać, zamieniać
- 72 — wymienić powietrze w kabine ciśnieniowej
- 73 — wyłączać sprzęgło (wirnika śmigłowca)
- 74 — wycinać, wykrawać
- 75 — rozwiercać
- 76 — wytłaczać, wyciskać
- 77 — wywiercać; wytaczać
- 78 — spieniać (np. tworzywo sztuczne)
- 79 — zakręcać, wykonywać zakręć
- 80 — zapewniać; zabezpieczać
- 31 — przechwycić cel
- 82 — zaklinować
- 83 — zakodować, zaszyfrować
- 84 — wciskać, wtlaczać
- 85 — zamontować, wbudować, wmontować
- 86 — z. część
- 87 — znosić przez wiatr
- 88 — zalutować, wlutować
- 89 — wpuszczać, pogłębiać; nawiercać (gniazda pod nity wpuszczane)
- 90 — ładować, załadowywać; ob-ciążać
- 91 — udoskonalać, ulepszać
- 92 — zdwajać, podwajać (np. układ sterowania)
- 93 — wzmacniać; pogrubiać
- 94 — wykonać z duralu
- 95 — łagodzić (np. upadek); zmniejszać (np. prędkość)
- 96 — zmodernizować, zmodyfiko-wać
- 97 — zniekształcać, wypaczać
- 98 — zmontować
- 99 — ulec uszkodzeniu
- 100 — przedstawiać; odwzorowy-wać
- 101 — wyregulować, nastawić
- 102 — utracić łączność radiową
- 103 — ulepszać (np. cieplnie), obrabiać cieplnie
- 104 — zwiększyć kąt natarcia
- 105 — nabierać wysokości
- 106 — zwyciężyć (np. w zawo-dach)
- 107 — rowkować, żłobkować (po-krucie metalowe) K.D.

Česke letecke slovesa i obraty (III)

- 1 — absolvovati pilotní výc-vik
- 2 — dopravit (teleso) na obežnou dráhu
- 3 — dopravovati (t.) na o. d.
- 4 — dosahnouti průměrné rychlosti na základně...
- 5 — d. výšky...
- 6 — eloxovati
- 7 — eskortovati
- 8 — hodnotiti situaci
- 9 — hovořiti bez zvýšení hlasu
- 10 — kaliti
- 11 — kontrolovati
- 12 — kývati (se)
- 13 — lakovati
- 14 — leštiti
- 15 — lisovati
- 16 — měřiti na dálku
- 17 — m. tlak
- 18 — napajovati z baterie
- 19 — n. ze sítě
- 20 — nafiřiti výškoměr na re-lativní výšku nad mí-stem přistání
- 21 — nasávatí vzduch
- 22 — nastavovati vrtule na prapor
- 23 — nehodovati
- 24 — nýtovati zapuštěné nýty
- 25 — obíhati
- 26 — oddělovati stupeň rakety
- 27 — odhazovati pumy
- 28 — odpáliti
- 29 — odstartovati raketu
- 30 — odsunovati
- 31 — omezovati rychlost
- 32 — orientovati se
- 33 — ovladati mezní vrstvu
- 34 — plniti úkoly
- 35 — pohybovati po obežne draze
- 36 — p. se chaoticky
- 37 — povolávati řidici páku
- 38 — prověsti přemet
- 39 — přechazeti na záda
- 40 — p. z jedné dráhy na druhou
- 41 — p. z letu střemhlav do vodorovného letu
- 42 — přesunovati se po určē-né ose
- 43 — převraceti se
- 44 — rozpojeti
- 45 — řiditi volný pád
- 46 — seskakovati
- 47 — sestřelovati letoun
- 48 — skořiti
- 49 — směrovati k...
- 50 — splňovati operační ná-roky
- 51 — sražití se
- 52 — stoupati strmé
- 53 — svařovati
- 54 — tankovati
- 55 — tvořiti mlhu
- 56 — t. námrazu
- 57 — utěšňovati
- 58 — utvořiti světový rekord
- 59 — uváděti na obežnou dráhu
- 60 — vestavěti
- 61 — věřiti kabinu
- 62 — vlniti (se)
- 63 — vřtati
- 64 — vřtěti
- 65 — vybijeti
- 66 — ybouliti
- 67 — vyfukovati mezní vrstvu
- 68 — vyhnouti
- 69 — vyhovovati
- 70 — vykrajovati
- 71 — vyměňovati
- 72 — v. vzduch v přetlakové kabině
- 73 — vypínati spojku (rotora)
- 74 — vyřezávati
- 75 — vystružovati
- 76 — vytlačovati
- 77 — vyvrtávati
- 78 — vzpěňovati
- 79 — zahýbati
- 80 — zajistiti
- 81 — zachytiti cíl
- 82 — zaklinovati
- 83 — zakódovati
- 84 — zalisovávati
- 85 — zamontovati
- 86 — z. díl
- 87 — zanašeti větrem
- 88 — zapájeti
- 89 — zapouštěti
- 90 — zatěžovati
- 91 — zdokonalovati
- 92 — zdvojnásobovati
- 93 — zesilovati
- 94 — zhotoviti z duralu
- 95 — zmírňovati
- 96 — zmodernizovati
- 97 — zmontovati
- 98 — znetvořovati
- 99 — zniřiti se
- 100 — zobrazovati
- 101 — zregulovati
- 102 — zřáćeti radiospojēni
- 103 — zušlechťovati
- 104 — zvětšiti úhel náběhu
- 105 — zvětšovati výšku letu
- 106 — zvitěziti
- 107 — žlabkovati

Zabezpieczenie układów paliwowych samolotów od zapalenia się par paliwa wskutek wyładowań elektrycznych w atmosferze (III)

10. Zjawiska związane z wyładowaniami

a. Zjawiska wyładowań omiatających

— Kanał wyładowania jest mniej więcej ustalony w przestrzeni, w chwili gdy przewodzi ładunek elektryczny. Jednakże wskutek ruchu samolotu i czasu, w jakim istnieje ten kanał, samolot może przesuwać się względem tego kanału. Jeżeli skrajnie przednie części samolotu (takie jak silnik zamocowany na przodzie kadłuba lub na skrzydle) mogą być początkowym punktem uderzenia wyładowania, ruch samolotu przez kanał wyładowania powoduje przesunięcie się kanału do tyłu wzdłuż powierzchni (rys. 1 Załącznika 2), co prowadzi do powstania następnych punktów uderzenia. To zjawisko jest określone mianem wyładowania omiatającego. W trakcie omiatania charakter powierzchni samolotu może wywołać także oderwanie wyładowania i przyłączanie się do poszczególnych punktów w różnym czasie, co w rezultacie daje serię punktów uderzenia wzdłuż drogi omiatania.

— Wielkość uszkodzenia spowodowanego w każdym punkcie samolotu przez wyładowanie omiatające zależy od typu materiału, czasu trwania wyładowania w danym punkcie oraz natężenia prądu wyładowania przepływającego przez dany punkt. Mogą mieć miejsce wielokrotne uderzenia o dużym natężeniu szczytowym i mniejszym natężeniu pomiędzy szczytami albo też wyładowania ciągle. Uderzenia wielokrotne zwykle powodują przeniesienie się łuku do nowego punktu.

— Gdy kanał wyładowania został „przemieciony” do tyłu, na jedną z krawędzi splotu, może on pozostać na tym miejscu przez cały pozostały czas trwania wyładowania. Początkowy punkt wyładowania, położony na krawędzi splotu, oczywiście nie podlegałby zjawisku „omiatania”, a zatem byłby poddany wszystkim składnikom zjawiska wyładowania.

— Znaczenie zjawiska wyładowania omiatającego polega na tym, że części samolotu, które nie są „celem” dla początkowego uderzenia wyładowania, mogą także być związane do procesu wyładowania, w miarę jak kanał wyładowania jest zmiatany do tyłu, chociaż kanał może nie pozostawać w żadnym pojedynczym punkcie przez dłuższy czas. Uderzenia, które osiągną krawędź splotu należy uważać za pozostające tam przez cały czas ich naturalnego trwania („zawieszono” na tym punkcie).

b. Definicje stref uderzenia wyładowania

Aby uwzględnić każdą z ewentualności podanych w następnych punktach, przyjęto określenia niżej wymienionych stref:

— Strefa 1

Strefa 1A. Punkt początkowego trafienia wyładowania, z małym prawdopodobieństwem „zawieszenia się” kanału wyładowania.

Strefa 1B. Punkt początkowego trafienia wyładowania, z dużym prawdopodobieństwem „zawieszenia się” kanału wyładowania.

— Strefa 2

Strefa 2A. Strefa wyładowania omiatającego z małym prawdopodobieństwem „zawieszenia się” kanału wyładowania.

Strefa 2B. Strefa wyładowania omiatającego z dużym prawdopodobieństwem „zawieszenia się” kanału wyładowania.

— Strefa 3. Wszystkie powierzchnie statku powietrznego nie będące strefami 1 lub 2. W strefie 3 prawdopodobieństwo jakiegokolwiek kontaktu z kanałem wyładowania jest małe. Strefa 3 może przewodzić prądy o znacznym natężeniu, ale tylko przepływające pomiędzy jakąś parą punktów uderzenia.

— Definicje stref są zasadniczo zgodne z definicjami użytymi we wcześniejszych wersjach niniejszego Advisory

Circular z tym, że poprzednie strefy 1 i 2 zostały podzielone na „podstrefy” ze względu na duże lub małe prawdopodobieństwo „zawieszenia się” kanału wyładowania (rys. 2 i 3 w Załączniku 2). Położenie tych stref w konkretnym samolocie zależy od geometrii samolotu oraz czynników operacyjnych i często jest różne w różnych samolotach.

c. Położenie stref uderzenia

Uwzględniając wyżej podane definicje, położenie każdej ze stref na konkretnym samolocie może być określone następująco:

— Punkty wystające, takie jak przód (nos) samolotu, końcówki skrzydeł i usterzeń, stożek końcowy kadłuba, gondole silnikowe na skrzydle oraz inne wystające części powinny być uważane za znajdujące się w strefie bezpośredniego uderzenia, ponieważ stanowią prawdopodobny punkt uderzenia wyładowania „liderowego”. Te, które stanowią krawędzie natarcia albo wystają do przodu, należy zaliczyć do strefy 1A, zaś krawędzie splotu lub części wystające do tyłu — do strefy 1B. W większości przypadków pierwsze wyładowanie powrotne nastąpi wkrótce po tym, jak wyładowanie „liderowe” znajdzie punkt styku z samolotem, tak więc strefa 1A jest ograniczona do punktów znajdujących się w odległości nie większej niż ok. 0,5 m od przednich krawędzi samolotu. Jednakże (w rzadkich przypadkach) wyładowanie zwrotne może nastąpić nieco później, a wtedy powierzchnie położone bardziej z tyłu są narażone na pierwsze uderzenie. Tę ewentualność należy brać pod uwagę, jeżeli uderzenie odpowiadające strefie 1A w nie zabezpieczoną powierzchnię wywołuje poważne zagrożenie bezpieczeństwa lotu.

— Jeżeli nasuwają się wątpliwości co do identyfikacji stref początkowego uderzenia albo gdy geometria samolotu nie jest podobna do znanych już wcześniej projektów konwencjonalnych, należy rozważyć przeprowadzenie prób modelowych. Informacje nt. takich prób są podane w User's Manual.

— Powierzchnie położone bezpośrednio za strefą 1A należy uważać za znajdujące się w strefie 2A. Ogólnie biorąc, strefa 2A rozciąga się na pełną długość powierzchni za strefą 1A położoną na takich powierzchniach jak kadłub, gondole i części powierzchni skrzydła.

— Krawędzie splotu powierzchni znajdujących się za strefą 2A należy uważać za strefę 2B albo 1B, jeżeli może nastąpić tam początkowe uderzenie. Jeżeli krawędź splotu powierzchni jest całkowicie nieprzewodząca, wtedy strefę 2B (albo 1B) należy przenieść do przodu lub w kierunku płaszczyzny symetrii samolotu (albo jednocześnie w obu tych kierunkach), do najbliższej powierzchni przewodzącej.

— Powierzchnie położone w odległości ok. 18 cali (0,5 m) po każdej stronie od punktu początkowego uderzenia albo od punktów uderzenia określonych wg dwóch pierwszych punktów w 10c należy również zaliczyć do tej samej strefy ze względu na możliwość niewielkich poprzecznych przesunięć kanału wyładowania oraz lokalnego rozrzutu wokół punktu uderzenia. Np. końcówkę skrzydła należy zaliczyć do strefy 1A (z wyjątkiem splotu, który zazwyczaj bywa zaliczany do strefy 1B). W celu uwzględnienia ruchu poprzecznego kanału wyładowania oraz rozrzutu, górna i dolna powierzchnia skrzydła w odległości do 18 cali (0,5 m) od końcówki powinna być również zaliczona do tej strefy.

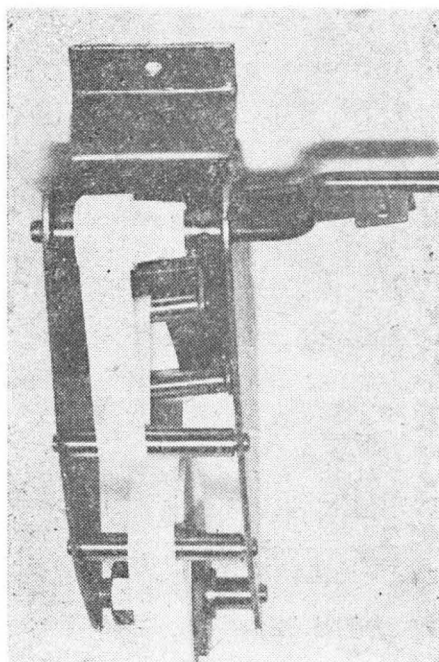
— Powierzchnie, dla których prawdopodobieństwo bezpośredniego kontaktu z kanałem wyładowania elektrycznego jest małe i które leżą pomiędzy ww. strefami, powinny być zaliczone do strefy 3. Powierzchnie strefy 3 muszą być zdolne do przewodzenia dużych ilości energii elektrycznej.

Opr. A. Kardymowicz

Urządzenie do wytwarzania preimpregnatów rowingowych z włókien szklanych i węglowych (II)

Doc. mgr inż. MIECZYSLAW KWIATKOWSKI
Instytut Lotnictwa

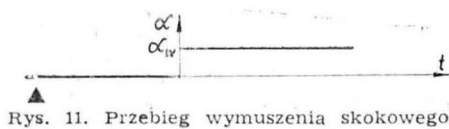
Aby unaocnić wyprowadzone zależności teoretyczne (cz. I art., TLiA, nr 11/12—1986), zaprojektowano i wykonano sterownik doświadczalny, pokazany na rys. 10. Widać na nim wyraźnie, jak taśma papierowa nawijała się początkowo w osi urządzenia, gdy dźwignia sterowania była ustawiona w położeniu neutralnym ($a_w = 0$), a następnie po gwałtownym przestawieniu sterownika o konkretny kąt a_w rozpoczął się proces stopniowego przesuwania się taśmy wzdłuż wałka nawijającego i wreszcie po pewnym czasie nawijania taśma przesunęła się o y_{st} i w tym położeniu nawijała się nadal.



Rys. 10. Sterownik doświadczalny

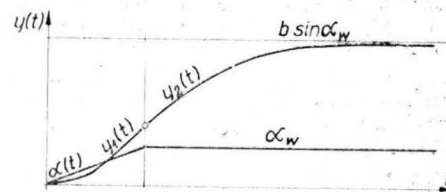
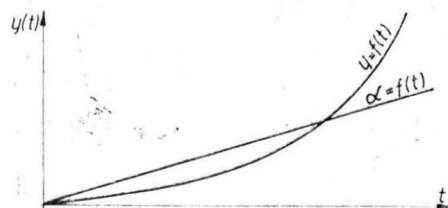
Parametry sterownika doświadczalnego wynoszą: $D = 40$ mm, $a_{w,max} = 18^\circ$, $y_{st} = b \sin a_w = 40 \cdot 0,309 = 12,36$ mm.

Wartość przesunięcia statycznego na sterowniku doświadczalnym była dokładnie taka sama jak wartość obliczona.



Rys. 11. Przebieg wymuszenia skokowego

Rys. 12. Przebieg przemieszczania się taśmy papierowej $y = f(t)$ przy wymuszeniu liniowo narastającym $a = f(t)$



Rys. 13. Dwuparametryczny przebieg przemieszczania dla dwóch różnych postępujących po sobie wymuszeń

Wymuszenie skokowe nie jest jedynym możliwym wymuszeniem w przypadku rozważanego przez nas sterownika. Nie jest ono również wymuszeniem najlepszym z punktu widzenia eksploatacji urządzenia, gdyż ze względu na swój przebieg:

$$1(t)a_w \begin{cases} a = 0, t \leq 0 \\ a = a_w, t > 0 \end{cases}$$

musi być realizowane elektromagnesami, co przy dużych masach bezwładnych rzeczywistego sterownika prowadzi do uderzeń i wynikających z nich znacznych sił działających na korpus urządzenia. Należałoby zbadać jakość sterowania przy wymuszeniu liniowo narastającym, realizowanym np. za pomocą silnika elektrycznego o obrotach n obr/min, i przekładni kątowej o przełożeniu i , obracających oś sterownika monotonicznie:

$$\dot{a}_w = a \cdot t$$

gdzie:

$$a = \frac{2\pi n}{60} i$$

Zespół silnika z przekładnią i sterownik można traktować łącznie jako człon całkujący lub oddzielnie sterownik jako człon inercyjny pierwszego stopnia z wymuszeniem liniowym.

Transformata wymuszenia liniowego zgodnie z teorią sterowania:

$$a(s) = \frac{a}{s^2}$$

stąd:

$$y(s) = a(s)G(s) = \frac{a}{s^2} \frac{k}{Ts+1}$$

$$y(t) = L^{-1}[y(s)] = a k [t - T(1 - e^{-\frac{t}{T}})]$$

Po podstawieniu danych:

$$y(t) = \frac{\pi}{30} n i b \cos\left(\frac{\pi}{30} n i t\right) \left[t - \frac{2r}{D\omega} \left(1 - e^{-\frac{2r}{D\omega} t} \right) \right]$$

Kształt przebiegu powyższej zależności można najłatwiej uzyskać metodą numeryczną dla założonych konkretnych danych, np.: $n = 1400$ obr/min, $i = 0,0002$, $b = 1$ m, $r = 5$ m,

$D = 0,1$ m, $\omega = 3$ s⁻¹, $T = \frac{2r}{D\omega} = 33,3$ s, $n \cdot i = 0,28$.

$$y(t) = 0,0293 \cos(0,0293 t) [t - 33,3(1 - e^{-\frac{t}{33,3}})]$$

Przebieg krzywej $y = f(t)$ ilustruje rys. 12.

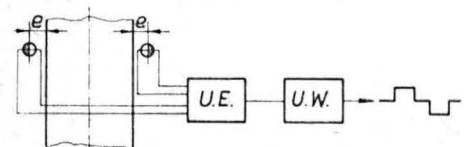
Pierwszy zauważony problem to rozbieżność przebiegu, gdyż krzywa $y(t)$ nie ma asymptoty. Nie jest to jednak groźne, gdyż możemy i musimy ograniczyć wartość kąta do poprzednio rozważanej wartości a_w , np. za pomocą mikro-wyłącznika krańcowego, zainstalowanego na przekładni kątowej. Przebieg $y(t)$ będzie wówczas dwuparametryczny, co ilustruje rys. 13.

Porównując krzywą $y(t)$ z rys. 13 z taką samą krzywą na rys. 9 (cz. I art.) stwierdzić można, że pole pod krzywą na

TABLICA. Przebieg przesunięcia w funkcji czasu

t, s	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
$y(t), mm$	0	0,435	1,72	3,83	6,72	10,36	14,7	19,7	25,3	31,5	38,3

rys. 9 jest większe od pola pod krzywą na rys. 13. Z powyższego wynika prosty wniosek, że skuteczność sterowania przebiegiem taśmy papierowej w przypadku sterowania skokowego jest większa. Dlatego też należy pozostać przy sterowaniu ze skokowym impulsem wymuszającym, przy czym należy tu zrezygnować ze stosowania elektromagnesów. Należy zastosować układ silnika z przekładnią kątową, której przełożenie kątowe i będzie stosunkowo duże. Impuls sterujący nie będzie w tym przypadku dosłownie impulsem $1(t)_{a_w}$, a będzie się składał z dwóch części, tak jak



Rys. 14. Schemat przełącznika trójstanowego

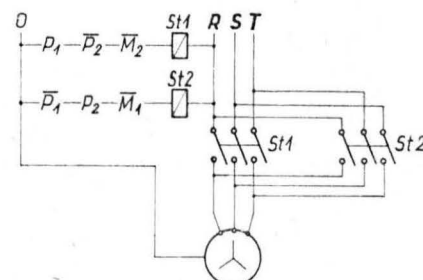
Rys. 15. Tablica stanów układu wykonawczego U.W.: D_1 i D_2 — fotodiody, P_1 i P_2 — przełączniki układu wykonawczego

D_1	D_2	P_1	P_2
0	0	0	0
0	1	0	1
1	1	0	0
1	0	1	0

rotory w lewo stanowi konjunkcja: $L \Rightarrow P_1 \bar{P}_2$, a w prawo $P \Rightarrow \bar{P}_1 P_2$. Na przekładni kątowej silnika sterującego znajdują się dwa mikrowyłączniki M_1 i M_2 ograniczające obrót sterownika do kąta $\pm \alpha_{max} = \alpha_w$. W związku z tym całkowita funkcja silnika jest trzyargumentowa:

$$L \Rightarrow P_1 \bar{P}_2 \bar{M}_2$$

$$P \Rightarrow \bar{P}_1 P_2 \bar{M}_1$$



Rys. 16. Schemat układu wykonawczego

na rys. 13, tyle że czas trwania pierwszej części impulsu $a(t) = a \cdot t$ będzie bardzo krótki. Np. dla impulsu trwającego $t_1 = 0,5$ s. i $\alpha_w = 18^\circ$:

$$a = \frac{\alpha_w}{t_1} = \frac{18}{0,5} = 36^\circ/s$$

$$\frac{\pi n}{30} i = 36 \frac{\pi}{180} = 0,2\pi$$

$$i = \frac{0,2 \cdot 30}{n} = 0,00428$$

przełożenie kątowe powinno być ponad 20-krotnie większe niż poprzednio.

Poza sterownikiem i silnikiem sterującym wraz z przekładnią kątową, w skład urządzenia sterującego taśmą papierową wchodzi jeszcze przełącznik trójstanowy, który przełącza kierunek silnika sterującego w zależności od tego, w którą stronę zboczy taśma papierowa wskutek sierpowatości bądź też zatrzymuje go, gdy oś taśmy nie wychyliła się względem osi urządzenia więcej od ustalonej tolerancji e .

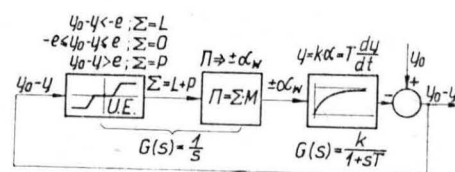
Przełącznik trójstanowy składa się z dwóch fotodiód umieszczonych w odległości e od nominalnych pozycji krawędzi taśmy papierowej, układu elektronicznego i układu wykonawczego (rys. 14).

Fotodiody są oświetlone punktowymi źródłami światła. Między fotodiody a źródło światła wchodzi krawędź papieru, gdy taśma zbacza z osi urządzenia i fotodiody zostają przesłonięte. Natężenie światła padającego na fotodiody w takim przypadku gwałtownie maleje i dioda przekazuje tym samym sygnał, że tolerancja odchylenia się osi papieru e została przekroczone.

Sygnały od fotodiód są przekazywane do układu elektronicznego U.E, który zawiera dwa przerzutniki formujące Schmitta oraz część logiczną. Przerzutniki Schmitta przekształcają sygnały od fotodiód na impulsy prostokątne, a trzeci tranzystor za przełącznikiem to ogranicznik amplitudy impulsu do wielkości 5 V do sterowania scalonych układów cyfrowych. Dwa układy cyfrowe UCY 7400 stanowią kombinacyjny układ logiczny, którego tablicę stanów pokazano na rys. 15. Zarówno wtedy, gdy obie diody są oświetlone, jak i wówczas, gdy są przesłonięte — silnik sterujący jest zatrzymany. Przesłonięcie obu diod ma miejsce w przypadku rozszerzenia się wstęgi papierowej, co nie oznacza, że wstęga zboczyła z kursu. Tylko wtedy, gdy jedna z fotodiód jest przesłonięta, a druga oświetlona, silnik jest załączony, przy czym kierunek wirowania zależy od tego, która z diod jest przesłonięta, a która oświetlona. Realizację odpowiedniego kierunku wirowania silnika zapewnia układ wykonawczy U.W. składający się z dwóch przełączników P_1 i P_2 sterowanych z układu logicznego. Ob-

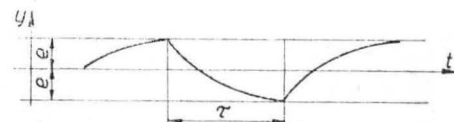
Całkowity schemat ideowy załączania silnika sterującego pokazano na rys. 16.

Schemat blokowy całości urządzenia sterującego taśmą papierową jest to układ inercyjny pierwszego rzędu zakłócany na wyjściu, gdyż układ czujników fotoelektrycznych znajduje się na samym końcu. Schemat blokowy przedstawiono na rys. 17.



Rys. 17. Całkowity schemat blokowy urządzenia sterującego: $y_0 \equiv S$ ze wzoru (3) (cz. I art.) — przesunięcie taśmy od sierpowatości, y — przesunięcie taśmy od działania sterownika, e — odległość rozstawienia czujników od krawędzi taśmy w położeniu zerowym, Σ — suma logiczna (dysjunkcja) odpowiedzi układu wykonawczego, Π — iloczyn logiczny (konjunkcja) odpowiedzi układu silnik sterujący — mikrowyłączniki; pozostałe oznaczenia podano w artykule

Układ sterujący jest układem oscylacyjnym, nadającym taśmie papierowej ruch zygzakowaty o amplitudzie e (rys. 18).



Rys. 18. Oscylacyjny ruch poprzeczny osi wstęgi papierowej od układu sterującego

Okres przełączania τ nie zależy od sierpowatości taśmy papierowej, lecz od parametrów stałych i ustawczych urządzenia, zgodnie z zależnością:

$$\tau = \frac{2r}{D\omega} \ln \frac{1}{1 - \frac{2e}{b \sin \alpha_w}}$$

Do stałych parametrów należy: długość toru taśmy papierowej w sterowniku r , długość sterownika b , średnica wałków przewijających D oraz w zasadzie prędkość kątowa wałków przewijających ω , gdy założy się stałą prędkość pracy urządzenia.

Parametrami zmiennymi są: położenie czujników fotoelektrycznych ε oraz kąt przestawiania ruchomej części

Klasyfikacja nośności nawierzchni lotniskowych metodą ACN-PCN (I)

Dr inż. KRZYSZTOF CZARNECKI
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Jakość nawierzchni lotniskowych zmienia się z upływem czasu w wyniku połączonego działania czynników atmosferycznych i obciążeń od samolotów. W celu zapewnienia racjonalnej eksploatacji niezbędne jest dokonywanie okresowych ocen nośności nawierzchni. Daje to zarządom lotnisk podstawy do podejmowania właściwych decyzji o:

- typach samolotów dopuszczanych do ruchu oraz częstotliwości ich przejazdów,
- wyborze terminu prac konserwacyjnych lub modernizacji nawierzchni.

Ocenę nośności nawierzchni można przeprowadzać różnymi metodami, w wyniku których uzyskuje się wielkość dopuszczalnego obciążenia dla nawierzchni przy określonych warunkach obciążenia. Równocześnie wobec znacznego zróżnicowania parametrów decydujących o wielkości i sposobie przekazywania obciążeń na nawierzchnię przez eksploatowane współcześnie samoloty, nieodzowne jest dysponowanie systemem sprowadzającym niejako te wielkości do wspólnego mianownika. Zadaniem takiego systemu, nazywanego inaczej metodą klasyfikacji nośności nawierzchni, jest przedstawienie danych o nośności nawierzchni oraz o obciążeniach od samolotów w postaci umownych jednostek dających się bezpośrednio porównywać. W ten sposób uzyskuje się możliwość łatwej i szybkiej oceny zdolności nawierzchni do przyjmowania nacisków od różnych typów samolotów oraz precyzowania ewentualnych ograniczeń ruchu w celu zabezpieczenia nawierzchni przed nadmiernym przeciążeniem. Metoda klasyfikacji, jako jednolity system opracowany w celu publikowania informacji o nośności nawierzchni, powinna być uniwersalna — powinna funkcjonować niezależnie od zastosowanego wcześniej sposobu wyznaczania obciążenia dopuszczalnego.

Rys historyczny

Najpowszechniej i najdłużej stosowanym dotychczas systemem klasyfikacyjnym jest metoda LCN (Load Classification Number). Metoda ta została wprowadzona w latach pięćdziesiątych przez Międzynarodową Organizację Lotnictwa Cywilnego (International Civil Aviation Organization — ICAO) jako obowiązująca w krajach członkowskich. Polega ona na wyznaczaniu miarodajnej liczby LCN nawierzchni oraz liczby LCN samolotu. Porównanie tych liczb daje podstawę do podjęcia decyzji o sposobie eksploatacji nawierzchni przez samolot. Metoda LCN nie jest uniwersalna, bowiem do wyznaczenia wskaźnika LCN nawierzchni zaleca się stosowanie ściśle określonej techniki pomiarowej. Polega ona na stopniowanym, statycznym obciążaniu konstrukcji nawierzchni aż do osiągnięcia jej zniszczenia [4]. Doraźnie wskaźnik LCN można określać przy użyciu odpowiednich wzorów lub wykresów. Należy jednak wówczas liczyć się z możliwością zaniżenia rzeczywistej nośności nawierzchni.

Miernikiem oddziaływania samolotu na nawierzchnię jest jego liczba LCN, która jest funkcją obciążenia równoważnego oraz wielkości ciśnienia w oponie koła głównego. W przypadku goleni wielokołowych jest ona ponadto zależna od typu nawierzchni oraz jej grubości. Obserwowany w ostatnich latach postęp w elektronice i automatyzacji stał się impulsem do rozwoju nowych metod i urządzeń pomiarowych służących do szybkiej oceny nośności nawierzchni. Obecnie w krajach zachodnich są preferowane metody niszczące, umożliwiające osiągnięcie wysokich efektywności badań. Jako testowe wykorzystują one obciążenia dynamiczne realizowane w postaci krótkotrwałych impulsów siłowych lub obciążeń szybkozmiennych o charakterze wibracji [1].

Powyższe stwierdzenia, jak również fakt wprowadzania do eksploatacji coraz cięższych typów samolotów o napędzie odrzutowym i wynikająca stąd konieczność częstych

kontroli nośności nawierzchni lotniskowych, stały się zasadniczą przyczyną podjęcia przez ICAO decyzji o wycofaniu z użycia metody LCN. W jej miejsce zalecono wprowadzenie metody ACN-PCN, opracowanej w latach 1980–1983 przez służby lotniskowe USA, Wielkiej Brytanii, Francji i Holandii. Jest to uniwersalny system klasyfikacyjny, nie precyzuje się tutaj bowiem metody pomiarowej jaką należy stosować do uzyskania oceny nośności nawierzchni. Zarządy poszczególnych lotnisk mogą więc stosować dowolne metody. Warto również wspomnieć o stosowanej dotychczas we Francji metodzie klasyfikacyjnej opartej na tzw. „typowej goleni podwozia”. Większość współczesnych samolotów jest wyposażona w golenie jednokołowe, dwukołowe (tandem) lub czterokołowe (podwójny tandem). Charakterystyki typowych goleni podwozia wyselekcjonowano spośród najniekorzystniejszej oddziałujących na nawierzchnię goleni współczesnych samolotów (tabl. 1, [3]).

TABLICA 1

Typowa goleń podwozia	Rozstaw kół, cm	Baza, cm	Ciśnienie w oponie, MPa
Pojedyncze koło	—	—	0,6
Tandem	70	—	0,9
Podwójny tandem	75	140	1,2

Przedstawiony niżej przykład informacji o nośności nawierzchni:

20T/SWL — 35T/DW — 50T/DTW

wskazuje, że analizowana nawierzchnia może bez ograniczeń przyjmować samoloty o obciążeniu na goleń główną (typową) nie przekraczającym:

- 20 T — samolot z golenią jednokołową,
- 35 T — samolot z golenią typu tandem,
- 50 T — samolot z golenią typu podwójny tandem.

Istotną wadą tej metody jest nieuwzględnianie zróżnicowań taktycznie występujących w wymienionych grupach podwozia.

Jak wiadomo, rozkład naprężeń oraz odkształcenia nawierzchni wywołane działaniem obciążenia samolotem są w znacznym stopniu zależne od charakterystyk podwozia. Oznacza to, że skutki obciążenia nawierzchni samolotami o podobnych masach, lecz różniących się pod względem tych charakterystyk, mogą być w istotny sposób zróżnicowane. Zakładamy oczywiście, że podwozia tych samolotów należą do tej samej grupy. Wobec tego zakres stosowania metody wykorzystującej typową goleń podwozia jest ograniczony. W celu udzielenia koncesji, a więc w przypadkach, gdy jest umotywowane przeprowadzenie precyzyjnych obliczeń, wymaga się uwzględnienia dokładnych wartości parametrów podwozia samolotu.

Metoda ACN-PCN

Klasyfikację nośności nawierzchni lotniskowych wg zasad metody ACN-PCN omówiono w czterech częściach obejmujących następującą problematykę:

- część I — ogólne, wprowadzające informacje o metodzie ACN-PCN,
- część II — metoda wyznaczania wartości liczb ACN, ocena tymczasowa nośności nawierzchni — metoda wyznaczania liczb PCN,
- część III — ocena techniczna nośności nawierzchni — metoda wyznaczania liczb PCN,
- część IV — wykorzystanie liczb ACN i PCN w inżynierii ruchu na nawierzchniach lotniskowych.

Uwzględniając duże znaczenie prezentowanych zagadnień dla praktyki eksploatacji nawierzchni lotniskowych, w dal-

szych publikacjach (cz. II, III i IV) przedstawiono dodatkowo przykłady stosowania metody ACN-PCN.

Elementy metody. Definicje [3]

Liczba klasyfikacyjna samolotu ACN (Aircraft Classification Number) wyraża względne oddziaływanie samolotu na nawierzchnię w warunkach standardowej nośności podłoża. W procesie wyznaczania wartości tej liczby są uwzględniane naprężone charakterystyki samolotu i parametry układu nawierzchnia-podłoże gruntowe. Standaryzacji podlegają tutaj następujące wielkości:

- ciśnienie w oponie koła głównego,
- naprężenie zginające w płycie betonowej (dotyczy nawierzchni sztywnych),
- nośność podłoża gruntowego.

Użyte w powyższej definicji określenie „względne oddziaływanie” oznacza, iż obciążenie z uwzględnieniem rzeczywistych charakterystyk podwozia samolotu jest każdorazowo relacjonowane przez obciążenie równoważne (Pr), przekazywane na nawierzchnię za pośrednictwem pojedynczego koła ze standardowym ciśnieniem w oponie, równym 1,25 MPa. Wielkość tego obciążenia ustala się przyjmując założenie, że niezbędna do jego przeniesienia grubość nawierzchni jest równa grubości wyznaczonej dla rzeczywistego obciążenia. Wyznaczone w ten sposób obciążenie równoważne może być następnie stosowane bez odwoływania się do grubości nawierzchni. Spełnienie warunku równych grubości oznacza bowiem, że działanie tych obciążeń wywołuje w materiale nawierzchni podobne stany naprężeń. Na tej podstawie, uwzględniając równocześnie, że:

$$ACN = 2 \cdot Pr, \text{ tys. kg}$$

grubość nawierzchni zostaje wyeliminowana z grupy parametrów liczby ACN.

Sposób przekazywania obciążenia na podłoże gruntowe jest zależny od typu nawierzchni. Sztywna (sprężysta) konstrukcja z betonu cementowego rozkłada obciążenia od koła samolotu na stosunkowo dużą powierzchnię podłoża dzięki dużym wartościom sztywności płyty i współczynnika sprężystości betonu. Nośność takiej konstrukcji jezdni określa więc charakterystyczne cechy płyty: kształt, wymiary, sposób przylegania do podłoża i cechy wytrzymałościowe betonu. Nośność konstrukcji nawierzchni podatnej jest uwarunkowana liczbą i grubością warstw oraz właściwościami fizykomechanicznymi materiałów tych warstw. Prawidłowa praca nawierzchni podatnej polega na takim rozkładaniu obciążenia zewnętrznego, że nie występuje ścinanie zarówno w materiale poszczególnych warstw, jak i w gruncie podłoża. W praktyce budownictwa lotniskowego często spotyka się konstrukcje złożone, sprężysto-podatne. Przykładem takiej konstrukcji może być nawierzchnia sztywna wzmocniona warstwą betonu asfaltowego.

Uwzględniając zróżnicowanie sposobu pracy omówionych typów konstrukcji w celu wyrażenia oddziaływania samo-

lotu na nawierzchnię przez liczbę ACN są wykorzystywane dwa modele matematyczne:

- rozwiązanie Westergaarda dla obciążonej płyty sprężystej na podłożu Winklera (nawierzchnia sztywna),
- rozwiązanie Boussinesque'a dla naprężeń i odkształceń homogenicznej, izotropowej, sprężystej półprzestrzeni obciążonej powierzchniowo (nawierzchnia podatna).

Po dokonaniu analizy, który element konstrukcji jest dominujący, nawierzchnie złożone należy kwalifikować do grupy nawierzchni sztywnych lub podatnych. W przypadkach wątpliwych klasyfikuje się je jako podatne.

Wyłącznie w celu zapewnienia unifikacji sprawozdawczości, liczby ACN samolotów oddziaływających na nawierzchnie sztywne wyznacza się przyjmując naprężenie standardowe w płycie betonowej, równe 2,75 MPa. Wartość naprężenia wykorzystywana w projekcie lub ocenie nawierzchni nie ma związku z naprężeniem standardowym.

Ważnym czynnikiem decydującym o zdolności nawierzchni do przyjmowania obciążeń jest nośność podłoża gruntowego. Wiadomo, że obciążenie rozłożone przez konstrukcję nawierzchni działa na węższy obszar w przypadku wysokiej nośności podłoża aniżeli w przypadku, gdy ta sama konstrukcja spoczywa na podłożu o niskiej nośności. Oznacza to istotne ograniczenie (w pierwszym ze wspomnianych przypadków) złożonego wpływu sąsiednich kół goleni samolotu. Jest to również zasadniczą przyczyną, dla której w celu określenia oddziaływania samolotu na nawierzchnię przez liczbę ACN przyjęto w omawianej metodzie podział nośności podłoża na cztery kategorie: wysoką, średnią, niską i bardzo niską. W tabl. 2 przedstawiono zakresy nośności podłoża charakterystyczne dla tych kategorii oraz przyjęte wartości standardowe, różniące wielkości fizyczne opisujące ten parametr ze względu na typ nawierzchni. Liczby ACN samolotu wyznacza się z uwzględnieniem standardowych wartości nośności podłoża gruntowego.

Samolot może mieć różne masy. Dlatego też w obliczeniach liczby ACN przyjęto umownie, że:

- maksymalna liczba ACN jest wyznaczana z uwzględnieniem wielkości masy i usytuowania środka ciężkości samolotu powodujących największe obciążenie nawierzchni. Zazwyczaj jest to maksymalna masa startowa i odpowiadający jej rurowy środek ciężkości,
- minimalna liczba ACN jest wyznaczana z uwzględnieniem masy operacyjnej nie obciążonego samolotu.

Wartości liczb ACN przy pośrednich wielkościach masy samolotu można wyznaczać za pomocą odpowiednich wzorów, które wraz z przykładami zamieszczono w cz. IV.

Oddziaływanie dowolnego typu samolotu na nawierzchnie lotniskowe można więc opisać zbiorem charakterystycznych liczb ACN. Przykład takiej charakterystyki dla samolotu Il-62 zamieszczono w tabl. 3 [2].

Liczba klasyfikacyjna nawierzchni PCN (Pavement Classification Number) wyraża nośność nawierzchni dla nieograniczonej liczby przejazdów samolotu. Jest ona równoważna 1/500 dopuszczalnego obciążenia (wyrażanego w kg masy) przyłożonego do nawierzchni za pośrednictwem pojedynczego koła ze standardowym ciśnieniem, równym 1,25 MPa. Wartość liczby PCN można określać w następujący sposób:

- z wykorzystaniem „odwróconych” metod wymiarowania,
- z wykorzystaniem laboratoryjnych lub terenowych technik pomiarowych,
- na podstawie analizy dotychczasowego ruchu samolotów na nawierzchni.

Dwie pierwsze metody są w praktyce zazwyczaj łączone, a uzyskana liczba PCN jest zaliczana do grupy „ocena techniczna”. W pewnych przypadkach, uzasadnionych względami ekonomicznymi lub wykonawczymi, jest możliwe wyznaczanie wartości PCN wg trzeciej metody. Tak wyznaczona liczba PCN jest zaliczana do grupy „ocena

TABLICA 2

Kategoria nośności podłoża	Zakres nośności podłoża	Standardowa nośność podłoża
	k (MN/m ²) CBR	k (MN/m ²) CBR
Wysoka nośność	> 120	150
Średnia nośność	> 13	15
	60 ÷ 120	80
Niska nośność	8 ÷ 13	10
	25 ÷ 60	40
Bardzo niska nośność	4 ÷ 8	6
	< 25	20
	< 4	3

TABLICA 3

Typ samolotu	Całkowita masa, kg	Obciążenie przypadające na gołęń główną, %	Ciśnienie w oponie, MPa	Nośność podłoża nawierzchni sztywnej, MN/m ²				Nośność podłoża nawierzchni podatnej CBR			
				wysoka 150	średnia 80	niska 40	bardzo niska 20	wysoka 15	średnia 10	niska 6	bardzo niska 3
				ACN				ACN			
Il-62	162 000 69 400	47,5	1,08	36 16	45 16	54 18	62 21	43 16	49 17	58 19	72 24

tyczasowa" i w miarę możliwości jak najszybciej powinna być przeniesiona do grupy „ocena techniczna”, bowiem w istotny sposób może zaniżać rzeczywistą nośność nawierzchni.

Informacja o nośności nawierzchni

W metodzie ACN-PCN pełna informacja o nośności nawierzchni lotniskowej powinna zawierać:

- liczbę PCN,
- typ konstrukcji nawierzchni,
- kategorię nośności podłoża,
- kategorię ciśnienia w oponach,
- zastosowaną metodę oceny.

Typ konstrukcji nawierzchni oraz nośność podłoża są podawane w celu umożliwienia wyboru odpowiedniej liczby ACN samolotu, która następnie — zgodnie z ideą metody — jest porównywana z liczbą PCN. Te charakterystyki określa się na podstawie istniejących rejestrów lub specjalnie przeprowadzonych badań, po czym przedstawia się je w informacji o nawierzchni w zakodowanej formie:

- nawierzchnia sztywna — oznaczenie kodowe R,
- nawierzchnia podatna — oznaczenie kodowe F,
- wysoka nośność podłoża — oznaczenie kodowe A,
- średnia nośność podłoża — oznaczenie kodowe B,
- niska nośność podłoża — oznaczenie kodowe C,
- bardzo niska nośność podłoża — oznaczenie kodowe D.

Nośność podłoża gruntowego klasyfikuje się do jednej z wymienionych kategorii, uwzględniając dane zamieszczone w tabl. 2.

Bezpośrednio na powierzchni nacisk kontaktowy opony jest najbardziej krytycznym elementem obciążenia. Parametr ten pozostaje w ścisłej zależności od ciśnienia w oponie. Dla celów sprawozdawczych maksymalne, dopuszczalne ciśnienie w oponie koła samolotu klasyfikowane jest następująco:

- ciśnienie bez ograniczenia — oznaczenie kodowe W,
- średnie ciśnienie, ograniczone do 1,50 MPa — oznaczenie kodowe X,
- małe ciśnienie, ograniczone do 1,00 MPa — oznaczenie kodowe Y,
- bardzo małe ciśnienie, ograniczone do 0,50 MPa — oznaczenie kodowe Z.

Wyłączając rzadko spotykane przypadki łuszczenia oraz wyjątkowych wad powierzchniowych, nawierzchnie sztywne nie wymagają stawiania ograniczeń dla ciśnienia w oponie. Jednakże w przypadku nawierzchni podatnych oraz nawierzchni sztywnych, lecz mających przekrycia o konstrukcji podatnej, należy uwzględnić przedstawioną wyżej klasyfikację.

Informacja o zastosowanej metodzie oceny jest przedstawiana następująco:

- ocena techniczna — oznaczenie kodowe T,
- ocena tymczasowa — oznaczenie kodowe U.

Zgodnie z przyjętymi ustaleniami, zapis np. PCN 60/F/C/W/K oznacza nawierzchnię podatną na podłożu gruntowym o niskiej nośności, mającą powierzchniową warstwę zdolną do przejścia nacisku powyżej 1,50 MPa. Nawierzchnię tę bez ograniczeń mogą użytkować samoloty, których odpowiednia liczba ACN jest nie większa od przedstawionej liczby PCN. Liczba ACN samolotu Il-62 jest równa 58 (tabl. 3), może on więc bez ograniczeń wykonywać starty i lądowania na przedstawionej w przykładzie nawierzchni. W przypadku gdy $ACN > PCN$, jest wymagane zastosowanie ograniczeń w ruchu samolotu na nawierzchni w celu uniknięcia jej nadmiernego przeciążenia.

Sformułowane są ogólne kryteria, którymi należy posługiwać się w planowaniu ewentualnych przeciążeń nawierzchni:

- nawierzchnie podatne — jest dopuszczalny sporadyczny ruch samolotów o liczbie ACN przekraczającej liczbę PCN nie więcej niż 10%,
- nawierzchnie sztywne lub złożone, w których warstwa sztywna stanowi główny element konstrukcji — jest dopuszczalny sporadyczny ruch samolotów o liczbie ACN przekraczającej liczbę PCN nie więcej niż 5%,
- jeśli konstrukcja nawierzchni nie jest znana, należy stosować ograniczenie 5%,
- roczna liczba przeciążeń nie powinna przekraczać 5% całkowitej, rocznej liczby przejazdów.

Podsumowując można stwierdzić, że metoda klasyfikacyjna ACN-PCN jest nowoczesna, dostosowana do współcześnie istniejących na świecie możliwości oceny nośności nawierzchni lotniskowych. Daje ona możliwość stosowania „in situ” dowolnych technik pomiarowych dla dokonywania takiej oceny, w tym charakteryzujących się wysoką efektywnością metod dynamicznych. Stwarza również możliwość klasyfikacji nośności nawierzchni na podstawie wyników badań reologicznych materiału warstw i tym samym precyzyjnego prognozowania czasu eksploatacyjnego nawierzchni przy zadanych parametrach naziemnego ruchu samolotów. Jest to szczególnie ważne wobec zaznaczającej się obecnie w świecie tendencji oceny nośności nawierzchni w pojęciach wybranych (podstawowych) obciążeń oraz odpowiadających im dopuszczalnych liczb (poziomów) powtórzeń, a także szacowania wpływu każdego innego obciążenia przykładanego do nawierzchni przez obciążenie podstawowe.

LITERATURA

1. K. CZARNECKI, S. SZPINEK: Obciążenia próbne nawierzchni lotniskowych. TLiA, nr 6, 1984 r.
2. K. CZARNECKI, S. SZPINEK: Określenie nośności nawierzchni dróg startowych na lotniskach dopuszczonych do ruchu międzynarodowego. ITWL, 1985 r.
3. ICAO: Aerodrome design manual-pavements, 1983 r.
4. Z. ŁOPATEK: Wymiarowanie konstrukcji nawierzchni lotniskowych. Wyd. Politechniki Warszawskiej, 1967 r.

cd. ze s. 18

sterownika a_w , regulowany położeniem mikrowyłączników na przekładni kątowej. Te dwie ostatnie wielkości powiązane są ze sobą zależnością:

$$y_{st} = b \sin a_w > 2\varepsilon$$

Jednakże y_{st} nie może być bardzo dużo razy większe od ε , gdyż sterowanie ma wtedy bardzo „nerwowy” charakter. Np. gdyby dla $\varepsilon = 0,005$ m (5 mm) przyjąć tak jak poprzednio $a_w = 18^\circ$, to dla $b = 1$ m

$$\tau = 33,3 \ln \frac{1}{1 - \frac{2 \cdot 0,005}{1 \sin 18^\circ}} = 1,1 \text{ s}$$

gdyż

$$y_{st} = 1 \sin 18^\circ = 0,309 \text{ m} = 309 \text{ mm} \gg 2\varepsilon = 10 \text{ mm}.$$

Gdyby jednakże dla $\varepsilon = 5$ mm przyjąć $a_w = 2^\circ$, to $y_{st} = 1 \cdot \sin 2^\circ = 35$ mm, co dla $2\varepsilon = 10$ mm jest wielkością do przyjęcia i wówczas:

$$\tau = 33,3 \ln \frac{1}{1 - \frac{2 \cdot 0,005}{1 \sin 2^\circ}} = 11,24 \text{ s}$$

a więc sterowanie byłoby spokojniejsze. Jednakże wartości y_{st} nie można tak dowolnie zmniejszać, gdyż obowiązuje tu jeszcze jeden związek, a mianowicie:

$$y_{st} > y_s = R - \sqrt{R^2 - r^2}$$

Powyższa nierówność jest oczywista, gdyż mówi, że skutek sterownika musi być większy od wpływu sierpowatości papieru. Poza tym: $y_s < 2\varepsilon$, aby nie przekroczyć zakresu sterowalności. A więc ostatecznie mamy potrójną zależność:

$$y_{st} > y_s > 2\varepsilon$$

przy czym nierówności te nie powinny być znacznie przekraczane, aby okres przełączania był długi i sterowanie spokojne. W tym celu wielkości a_w i ε muszą być względnie ustabilne w celu dostosowania się do jakości zwoju papierowego. Przy złej jakości zwoju (duża sierpowatość) ε i a_w muszą być większe, a przy dobrej jakości — odpowiednio mniejsze.

Należy tu zaznaczyć, że drobne ruchy poprzeczne wstęgi papierowej wynikające ze sposobu działania urządzenia sterującego nie mają żadnego wpływu na jakość wykonywanego prepregu. Są one jedynie potrzebne ze względu na niezakłócony przebieg prowadzenia taśmy papierowej.

Jeszcze jedna z wielu „białych plam” na mapie historii polskiej techniki lotniczej i uzbrojeniowej

KRZYSZTOF CHOLONIEWSKI

W bogatych zbiorach fotografii prasowych, pochodzących z popularnego przed wojną „Ikaka” (*Ilustrowanego Kuriera Codziennego*) wydawanego w Krakowie, a znajdujących się w Archiwum Dokumentacji Mechanicznej w Warszawie odnaleziono zdjęcie z ciekawą scenką z krakowskiego lotniska. Notatka prasowa w „Kurierku” datowana jest, jak się zdaje, 3 marca 1930 r. i brzmi następująco: „Przed kilku dniami odbyły się na lotnisku w Rakowicach pierwsze próby z nowym urządzeniem do walki wręcz konstrukcji



Rys. Samolot Potez XXV z urządzeniem W. Gostyńskiego pod kadłubem. Fot. ze zbiorów Archiwum Dokumentacji Mechanicznej

Krakowianina p. inż. Władysława Gostyńskiego. Próby odbyły się w obecności przedstawicieli krakowskich władz lotniczych. Na zdjęciu stoją od lewej ku prawej: mjr inż. Szczerbski z Warszawy, ppłk dypl. Jasiński dowódca trzeciej Grupy Aeronautycznej, wynalazca Gostyński, mjr obs. Karaś, dowódca 2-go Pułku Lotniczego oraz ofierowie 2-go Pułku Lotniczego. W samolocie ppor. pil. obs. Laskowski i ppor. obs. Motz po dokonaniu lotu próbnego”.

Tyle notatka — komentarz do niej może być następujący: Widoczny na zdjęciu samolot Potez XXV A2 ma na kadłubie ukośny, biały pas (co oznacza zapewne maszynę dowódcy Dyonu Liniowego? — samolot ten znany jest jeszcze z innych zdjęć!), zaś pod jego dolnym płatem znajduje się dwu mechaników z narzędziami. Pozwala to przypuszczać, iż odbędzie się demontaż wypróbowanego wynalazku? Widać jeszcze jakiś długi przedmiot zamontowany pod kadłubem, sięgający od kabiny obserwatora do kabiny pilota, a może jeszcze dalej? Czyż byłby to istotny element owego urządzenia do „walki wręcz”? Na czym miałyby taka walka z powietrza polegać? Zrozumiałe jest, iż w owym czasie żadnych więcej szczegółów o wynalazku i jego działaniu nie opublikowano. Dokumenty na ten temat, na pewno tajne, nie mogły chyba przetrwać pożogi wojennej, również ludzie biorący udział w montażu i próbach prawdopodobnie już nie żyją?

Jednak dziś, po upływie ponad pół wieku od owego wydarzenia, choć to przysłowiowa „ostatnia chwila”, jest jeszcze może słaba szansa, aby wyjaśnić tę zagadkę. Można mieć nadzieję, że owa publikacja w prasie była nie tylko pułapką zastawioną na szpiegów, ale że kryła oryginalną rodzimą twórczość techniczną. Może Czytelnicy pomogą choć w częściowym jej wyjaśnieniu, docierając do żyjących uczestników wydarzenia czy też rodziny wynalazcy?

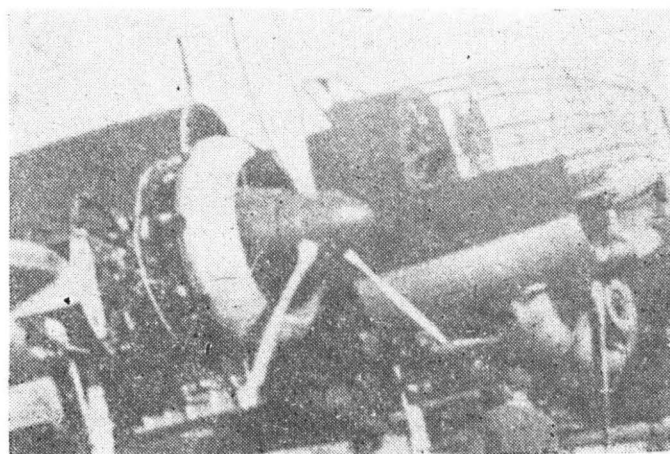
PZL-37B Łoś produkowany w 1939 r.

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

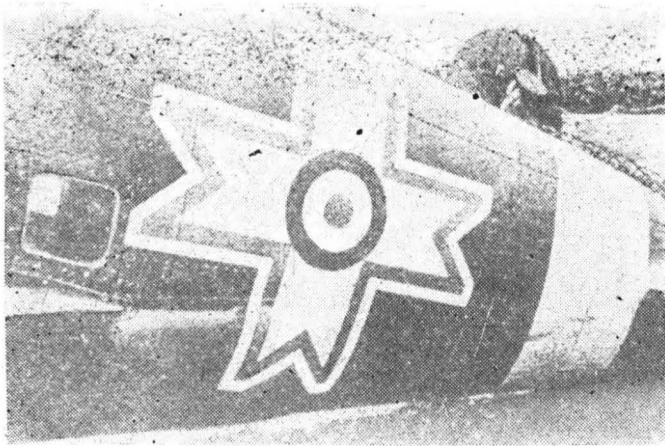
Samolot bombowy PZL-37B Łoś był modyfikowany podczas produkcji. Pierwsze egzemplarze Łosi B różniły się w kilku szczegółach od ostatnich montowanych latem 1939 r. Również Łosie B już użytkowane w dywizjonach bombowych powracały do wytwórni PZL WP1 (Wytwórnia Płatowców Nr 1) na Okęciu-Paluchu w Warszawie, gdzie były modyfikowane.

Ponieważ było rozważane użycie Łosi do bombardowania nocnego — zwrócono uwagę na to, że umieszczenie rur wydechowych na zewnątrz silników (po stronach zewnętrznych licząc od kadłuba) daje dobrze widoczny w nocy płomień. Rozwiązanie tego problemu było dość proste. W Łosiach B montowanych w 1939 r. zamieniono z sobą silnik lewy i prawy, w wyniku czego rury wydechowe znalazły się od strony kadłuba, co poważnie zmniejszyło widzialność płomieni z zewnątrz samolotu.

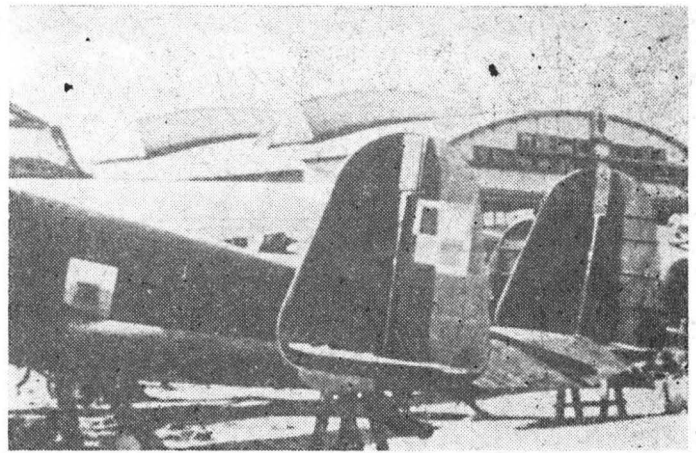
W wyniku uwag zgłaszanych przez strzelców tylnych, że widoczność z dolnego tylnego stanowiska jest zbyt mała, dorobiono okienko w bokach tyłu kadłuba nad krawędzią splotu płata przy kadłubie. Wnietowywano nowy arkusz blachy z okienkiem. Okienko to otrzymywały zarówno Łosie nowe, jak i znajdujące się w jednostkach wojskowych.



Rys. 1. Silnik Łosia zdobytego przez Niemców na Okęciu w 1939 r., w którym nie ma rur wydechowej po zewnętrznej stronie silnika. Fot. ze zbiorów J. Cynka



Rys. 2. Boczne okna w tyle kadłuba Łośa B eksploatowanego w Rumunii



Rys. 3. Stery kierunku Łośa B ze zmniejszonym obciążeniem sterów i poszerzoną górą stateczników. Widoczna wnutowana blacha z oknem bocznym. Fot. ze zbiorów J. Cynka

Trzecią zmianą było zmniejszenie powierzchni wyważających sterów kierunku. W czerwcu 1939 r. wykryto, że kilka wypadków Łośi, polegających na przewróceniu się samolotu na plecy podczas zakrętu przy podchodzeniu do lądowania, zostało spowodowanych przez przekompensowanie sterów kierunku. Wówczas w wytwórni obcinano na sterach kierunku powierzchnię wyważającą (część przed

osią obrotu steru) powyżej górnego zawiasu, a do statecznika pionowego przynitowywano część wypełniającą powstałą lukę.

Ponieważ okna boczne najpierw zauważono na zdjęciu z Rumunii przez pewien czas sądzono, iż była to przeróbka dokonana w Rumunii.

cd. ze s. 24

CZARNECKI K.: Classification of airfield surface load capacity with the ACN-PCN method (I). TLIa, vol. XLII, 1987, No. 1, p. 19

Problems of airfield surface load capacity classification with the use of a new ACN-PCN method, which was not applied in Poland up to the present, have been discussed in this series consisting of four articles. Procedures to determine classification index numbers for aeroplanes and airfield surfaces have been presented, including examples, with taking into account various methods used today throughout the world to evaluate the load capacity of airfield surface. Part I comprises general information and definitions and presents the basic concepts of the ACN-PCN method.

CHOLONIEWSKI K.: One more from among many other "white spots" on the map of Polish aircraft and armament technology. TLIa, vol. XLII, 1987, No. 1, p. 22

Information of an unknown device applied to the Potez 25 aircraft at the Air Group 2 in Cracow in 1930 has been given.

GLASS A.: The PZL-37B Łoś manufactured in 1939. TLIa, vol. XLII, 1987, No. 1, p. 22

Differences between the first Łoś B aeroplanes and those assembled or modified in summer 1939 have been shown.

ZUSAMMENFASSUNGEN

GAJEWSKI T.: Änderung des freien Eintrittsdurchflusses eines Düsenmotors während des Startanlaufes. TLIa, XLII Jhrg., 1987, H. 1, S. 3

In dem Aufsatz werden die durch den Verfasser an Modeluntersuchungen ermittelten Strukturänderungen des freien Eintrittsdurchflusses am Turbinendüsenmotor während des Startanlaufes des Flugzeuges vorgestellt.

PAPIOREK A.: Herstellungsweise und Untersuchung von Verbundstoff-Trägern mit Kohlefaserbewehrung. TLIa, XLII Jhrg., 1987, H. 1, S. 6

Es werden die Herstellungsweise, die Durchführung und die Ergebnisse von Untersuchungen, die Beurteilung der Berechnungen sowie die wichtigsten Probleme, die

mit der Ausführung von Trägern aus Kohle - Verbundstoffen im Zusammenhang stehen, behandelt.

KWIATKOWSKI M.: Einrichtung zur Herstellung von Rowing-Vorimpregnerstoffen aus Glas- und Kohlefasern (II). TLIa, XLII Jhrg., 1987, H. 1, S. 17

Es wird der Vorgang der Herstellung von Rowing-Vorimpregnerstoffen hinsichtlich des Aufbaues und Wirkung einer Anlage zur fabrikmässigen Produktion dieser Vorimpregnerstoffe erörtert.

CZARNECKI K.: Klassifikation der Tragfähigkeit der Flugplatz-Fahrbahndecke mit der ACN-PCN-Methode (I). TLIa, XLII Jhrg., 1987, H. 1, S. 19

In einem Zyklus von vier Veröffentlichungen wird das Problem der Klassifikationen der Tragfähigkeit der Fahrbahndecke mit der neuen und bisher in Polen nicht angewandten ACN-PCN-Methode erörtert. An Beispielen wird die Behandlungsweise der Ermittlung der Klassifikationszahlen von Flugzeugen und Fahrbahndecken bei gleichzeitiger Berücksichtigung verschiedener auf der Welt augenblicklich angewandter Methoden zur Beurteilung der Tragfähigkeit der Fahrbahndecke dargestellt. Der 1. Teil enthält allgemeine Informationen, Definitionen und Grundbegriffe der ACN-PCN-Methode.

CHOLONIEWSKI K.: Noch einer der vielen „weissen Flecken“ in der Geschichte der polnischen Flugzeug- und Bewaffnungstechnik. TLIa, XLII Jhrg., 1987, H. 1, S. 22

Die dargestellte Information betrifft eine unbekanntete Einrichtung, die 1930 auf dem Flugzeug Potez 25 im 2. Flugregiment in Kraków eingeführt wurde.

GLASS A.: Das im Jahr 1939 hergestellte PZL-37B Łoś - Flugzeug. TLIa, XLII Jhrg., 1987, H. 1, S. 22

Es werden die Unterschiede zwischen den ersten Flugzeugen Łoś B und den im Sommer 1939 zusammengebauten bzw. geänderten Exemplaren erörtert.

СОДЕРЖАНИЯ

ГАЕВСКИ Т.: Перемены свободного течения в воздухозаборнике ТРД во время разбега самолета. TLIa, т. 42, 1987 г., № 1, с. 3

В статье описаны перемены структуры свободного течения в воздухозаборнике ТРД во время разбега самолета, обнаруженные автором в ходе проведенных им модельных исследований.

ПАПИОРЕК А.: Технология и испытания лонжеронов из композитов армированных графитовым волокном. TLIa, т. 42, 1987 г., № 1, с. 6

Описана технология изготовления, методика испытаний и их результаты, оценка расчетов и главные проблемы, связанные с изготовлением лонжеронов из композитов армированных графитовым волокном.

КВЯТКОВСКИ М.: Установка для изготовления преимпрегнированных материалов из стекловолокна и графитового волокна (II ч.). TLIa, т. 42, 1987 г., № 1, с. 17

В статье описан процесс изготовления преимпрегнированных материалов типа „ровинг“ на фоне устройства и работы установки для промышленного изготовления данного типа материалов.

ЧАРНЭЦКИ К.: Классификация покрытий аэродромов по допускаемому удельному нагрузкам методом ACN-PCN. (I ч.). TLIa, т. 42, 1987 г., № 1, с. 19

В цикле, состоящем из пяти статей, описаны проблемы классификации покрытий аэродромов по допускаемому нагрузкам при использовании нового, еще не применявшегося в Польше метода ACN-PCN. Указаны процедуры и даны приемы определения классификационных чисел для самолетов и покрытий, с учетом разных методов, применяемых в мире в настоящее время для оценки покрытий. В I части содержится общие информации, дефиниции и основные понятия метода ACN-PCN.

ХОЛОНЕВСКИ К.: Еще одно „белое пятно“ на карте истории польской авиационной техники и техники вооружения. TLIa, т. 42, 1987 г., № 1, с. 22

Приводятся информации о неизвестном приборе, установленном на самолете „Потез 25“ во 2 авиационном полку в Кракове.

ГЛЯСС А.: ПЗЛ-37Б Лось выпуска 1939 г. TLIa, т. 42, 1987 г., № 1, с. 22

Описаны различия между первыми экземплярами самолетов Лось Б и самолетами выпуска 1939 г.

lotnicza

I ASTRONAUTYCZNA

Adres dla korespondencji:

00-950 Warszawa, ul. Biała 4 skr. poczt. 1004

Siedziba Redakcji:

ul. Bartycka 20, pok. 81

Tel. 40-38-02; 40-00-21 w. 258

Wydawca

**WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄZEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej**

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: Brak i nadmiar samolotów szkolnych	1
ZE SWIATA	2
T. Gajewski: Przemiana swobodnego przepływu wlotowego silnika odrzu- towego podczas rozbiegu samolotu	3
A. Papiorek: Technologia i badania dźwigarów kompozytowych zbrojonych włóknem węglowym	6
KARTOTEKA TLiA: Antonow An-124 Ruslan	11
Kamow Ka-32	13
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Czeskie czasowniki i zwroty lot- nicze (III)	15
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Zabezpieczenie układów paliwowych samo- lotów od zapalenia się par paliwa wskutek wyładowań elektrycznych w atmosferze (III)	16
M. Kwiatkowski: Urządzenie do wytwarzania preimpregnatów rowingowych z włókien szklanych i węglowych (II)	17
K. Czarnecki: Klasyfikacja nośności nawierzchni lotniskowych metodą ACN-PCN (I)	19
K. Chołoniewski: Jeszcze jedna z wielu „białych plam” na mapie historii polskiej techniki lotniczej i uzbrojeniowej (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	22
A. Glass: PZL-37B Łoś produkowany w 1939 r. (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	22
PROTOTYPY: Dassault-Breguet Rafale	II okł.
WARUNKI PRENUMERATY na 1987 r.	II okł.
PROJEKTY: Boeing 747-400	III okł.
KSIĄŻKI LOTNICZE	III okł.
Na okładce: Samoloty myśliwskie Mikołaj MiG-19 — rys. K. Cieślak	

STRESZCZENIA

GAJEWSKI T.: Przemiana swobodnego przepływu wlotowego silnika odrzu-
towego podczas rozbiegu samolotu. TLiA, t. XLII, 1987, nr 1, s. 3

W artykule przedstawiono — wyznaczone w wyniku przeprowadzonych przez autora badań modelowych — przemiany struktury swobodnego przepływu wlotowego turbino-
wego silnika odrzu-
towego podczas rozbiegu samolotu.

PAPIOREK A.: Technologia i badania dźwi-
garów kompozytowych zbrojonych włóknem
węglowych. TLiA, t. XLII, 1987, nr 1, s. 6

Przedstawiono technologię, metodykę i
wyniki prób, ocenę obliczeń i główne pro-
blemy związane z wykonywaniem dźwiga-
rów z kompozytu węglowego.

KWIATKOWSKI M.: Urządzenie do wy-
tworzenia preimpregnatów rowingowych z
włókien szklanych i węglowych (II). TLiA,
t. XLII, 1987, nr 1, s. 17

W artykule omówiono proces wytwarza-
nia preimpregnatów rowingowych na tle
budowy i działania urządzenia do przemy-
słowego wytwarzania tego rodzaju prefa-
brykałów.

CZARNECKI K.: Klasyfikacja nośności na-
wierzchni lotniskowych metodą ACN-PCN
(I). TLiA, t. XLII, 1987, nr 1, s. 19

W cyklu składającym się z czterech pub-
likacji omówiono zagadnienia klasyfikacji
nośności nawierzchni nowa, nie stosowana
dotychczas w Polsce metodą ACN-PCN.
Przedstawiono wraz z przykładami proce-
dury wyznaczania liczb klasyfikacyjnych
samolotów i nawierzchni, uwzględniając
jednocześnie różne metody wykorzystywa-
ne aktualnie w świecie do oceny nośności
nawierzchni. W cz. I zawarto ogólne in-
formacje, definicje i podstawowe pojęcia
metody ACN-PCN.

CHOŁONIEWSKI K.: Jeszcze jedna z wielu
„białych plam” na mapie historii polskiej
techniki lotniczej i uzbrojeniowej. TLiA,
t. XLII, 1987, nr 1, s. 22

Przedstawiono informację o nieznanym
urządzeniu zastosowanym w 1930 r. na sa-
molocie Potez 25 w 2 pułku lotniczym w
Krakowie.

GLASS A.: PZL-37B Łoś produkowany w
1939 r. TLiA, t. XLII, 1987, nr 1, s. 22

Przedstawiono różnice między pierwszymi
egzemplarzami samolotów Łoś B a egzem-
plarzami montowanymi lub przerabianymi
latem 1939 r.

CONTENTS

GAJEWSKI T.: Change in the free inlet
flow occurring in the turbojet engine during
aircraft take-off run. TLiA, vol. XLII, 1987,
No. 1, p. 3

Changes in the structure of free inlet
flow in the turbojet engine during aircraft
take-off run, as determined from model
investigations carried out by the author,
have been presented.

PAPIOREK A.: Manufacturing process and
testing of carbon fibre reinforced composite
spars and girders. TLiA, vol. XLII, 1987,
No. 1, p. 6

Manufacturing process, test methods and
results, discussion of computational analysis
and major problems connected with making
of aircraft spars and girders in carbon
fibre reinforced composite materials, have
been shown.

KWIATKOWSKI M.: A device to produce
roving lay-ups of glass and carbon fibre
(II). TLiA, vol. XLII, 1987, No. 1, p. 17

The roving lay-up production process has
been described in this article against the
background of construction and operation
of a device for industrial manufacturing of
lay-ups of this type.

Redaktor naczelny:

mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działowi:

mgr inż. K. Dąbrowski, doc. mgr inż. M
Kwiatkowski, mgr inż. A. Kardymowicz, mgr
inż. W. Kordziński, dr inż. J. Morawski, inż.
K. Szumielewicz

Rada programowa:

Mgr inż. Z. Gtruński, mgr inż. A. Glass, doc. dr inż.
H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wice-
przew.), mgr inż. F. Gutdz, mgr inż. W. Jasiński,
dr inż. T. Kostka, mgr inż. T. Krótkiewicz (przewo-
dniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J.
Lamparski, dr inż. J. Lewtowitz, dr inż. K. Micha-
lewicz, dr inż. M. Michalski, mgr inż. M. Mikiuska,
mgr inż. A. Młkiewicz, mgr inż. A. Misiorek, mgr
inż. Z. Olszański, mgr inż. M. Potapowicz, mgr inż.
S. Trębacz, mgr inż. R. Zaremba

WYDAWNICTWO
SIGMA
00-950 Warszawa
skrytka pocztowa 1004
ul. Biała 4

MACZELNA ORGANIZACJA TECHNICZNA
CZASOPISM I KSIĄZEK TECHNICZNYCH

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa, Zam. 0873-1300/85. Nakład 6700 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 80 g. P-86.

Cena pojedynczego egzemplarza zł 130,--

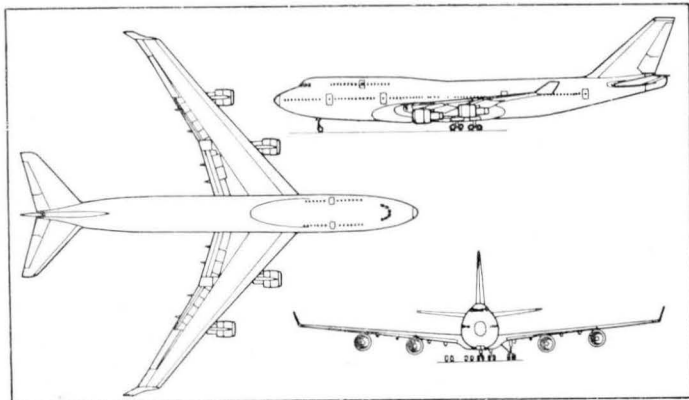
Prenumerata roczna zł 1560,--

INDEKS 37909

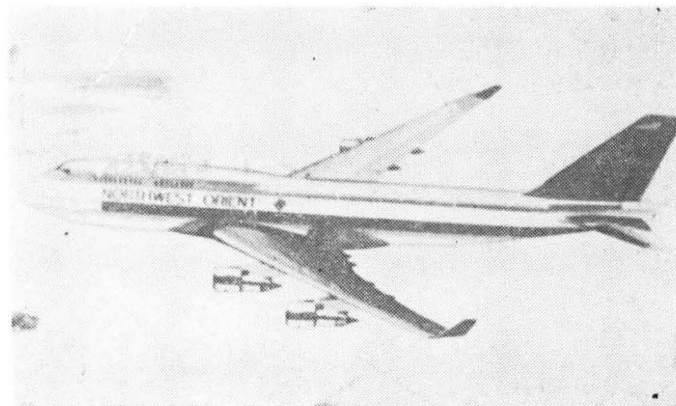
Boeing 747-400 • USA •

Najnowsza wersja samolotu Boeing 747

W końcu 1988 r. ma rozpocząć loty na regularnych liniach samolot Boeing 747-400 będący udoskonaloną wersją samolotu 747-300 z przedłużonym górnym pokładem. Skrzydła tego samolotu zostały przedłużone o 1,8 m i zaopatrzone na końcu w „skrzydelka” (winglety) o długości



ok. 2 m. Do napędu będą stosowane silniki Pratt Whitney PW4000 lub General Electric CF6-80C2 o ciągu ok. 26 000 daN. W konstrukcji wprowadzi się więcej materiałów laminatowych oraz wykładziny hamulcowe zbrojone włóknem węglowym. Dotychczasowa kabina zostanie zastąpiona ka-



biną komputerową, w której liczba wskaźników i przyrządów zostanie zmniejszona w porównaniu z kabiną wersji 747-300 o 50%. W kabinie pasażerskiej będzie zastosowana nowa stylizacja wnętrza, nowe toalety i pojemniejsze półki bagażowe. Przy masie startowej samolotu 385 560 kg i zasięgu 13 000 km ze wszystkimi pasażerami, zużycie paliwa na pasażerokilometr będzie o 10% mniejsze niż dla wersji 747-300 i o 18% mniejsze niż dla wersji 747-200. W Europie samoloty 747-400 najwcześniej zostaną wprowadzone na liniach KLM.

W.K.

KSIĄŻKI LOTNICZE

MAKOWSKI T.: **Samoloty bojowe świata**. Seria Aerohobby. Wyd. SIGMA, Warszawa 1986, str. 136 + 8 plansz barwnych. Cena zł 500,—

Zapoczątkowana tą książką seria Aerohobby, o formacie 21 × 24,5 cm, ma zawierać tomy prezentujące przeglądy współczesnych konstrukcji lotniczych poszczególnych kategorii, jak pierwsza pozycja poświęcona samolotom bojowym, oraz tomy historyczne nt. samolotów września 1939 r. Następne tomy mają pokazać samoloty transportowe, śmigłowce i szybowce, zaś tomy o charakterze historycznym — poszczególne rodzaje samolotów walczących we wrześniu 1939 r.: myśliwskie, bombowe, rozpoznawcze. Są też przewidywane tomy o innej tematyce lotniczej, np. pierwsze samoloty myśliwskie polskiego lotnictwa.

Książka „Samoloty bojowe świata” w części wprowadzającej charakteryzuje współczesne samoloty bojowe. Zasadniczą treść książki stanowią rozdziały z opisami technicznymi i dziejami rozwoju poszczególnych typów samolotów (cztery rozdziały).

Pierwszy rozdział, poświęcony samolotom myśliwskim, rozpoczyna się od charakterystyki współczesnego samolotu myśliwskiego. Podano w nim koncepcje, wg których powstały współczesne myśliwce, jak i koncepcje samolotów przyszłości. Zamieszczono w nim także opisy 14 najważniejszych samolotów myśliwskich: Super Etendard, Mirage III, F1 i 2000, Kfir, F-4 Phantom, F-5, F-14 Tomcat, F-15 Eagle, F-16, F-18 Hornet, SAAB J-37 Viggen oraz MiG-21 MF i MiG-23.

Rozdział o samolotach bombowych i szturmowych, oprócz wprowadzenia nt. roli tych samolotów, zawiera opisy 14 samolotów: Pucara, Jaguar, B-52, B-1, Bronco, Skyhawk, Intruder, Corsair II, A-10A, Tornado, Sea Harrier, Tu-22M, Su-7 i Jak-38.

W rozdziale o samolotach patrolowych i rozpoznawczych znajdują się informacje nt. patrolowania morskiego, zwalczania okrętów podwodnych i systemów wczesnego ostrzeżenia oraz opisy 14 samolotów: Atlantic, SS-2, OV-1 Mohawk, P-3 Orion, Viking, TR-1, SR-71, EF-11A, Hawkeye, E-3A, Nimrod, Be-12, Il-38 i Tu-126.

Rozdział o samolotach szkolnych, oprócz informacji o szkoleniu lotniczym i samolotach używanych do szkolenia, zawiera opisy 14 samolotów szkolno-treningowych: Tucano, L-39 Albatros, Epsilon, Alpha Jet, Aviojet, T-2, Iskra, Pilatus PC-7, SAAB-105, Turbo-Mentor, Cessna T-37/A-37, Hawk, MB-339 i Jak-52.

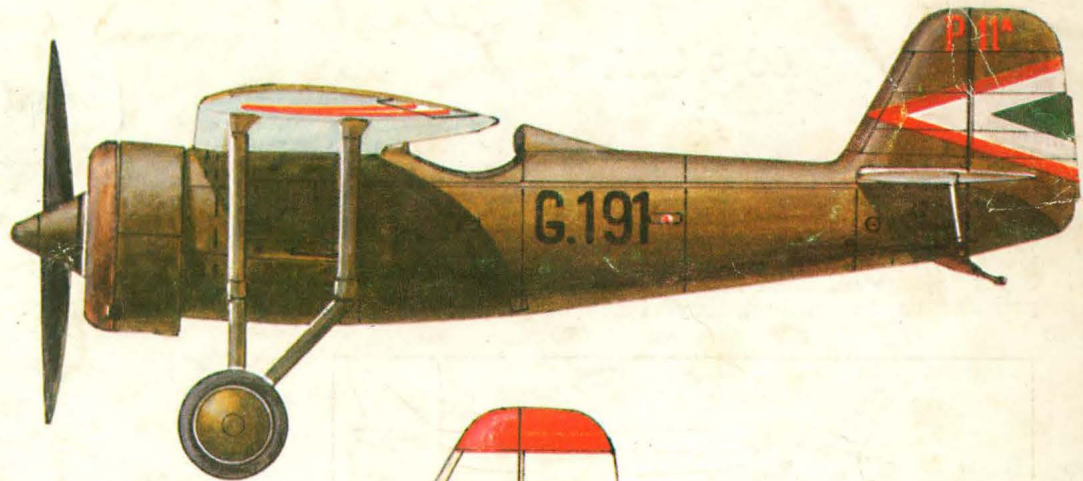
Łącznie książka zawiera opisy 56 najważniejszych samolotów bojowych świata. Każdy opis jest zaopatrzony w całostronicowy rysunek w trzech rzutach, zawierający przekroje kadłuba i skrzydła, co będzie życzliwie przyjęte przez modelarzy.

Na końcu książki, na barwnej wkładce, pokazano malowanie 36 z opisanych samolotów.

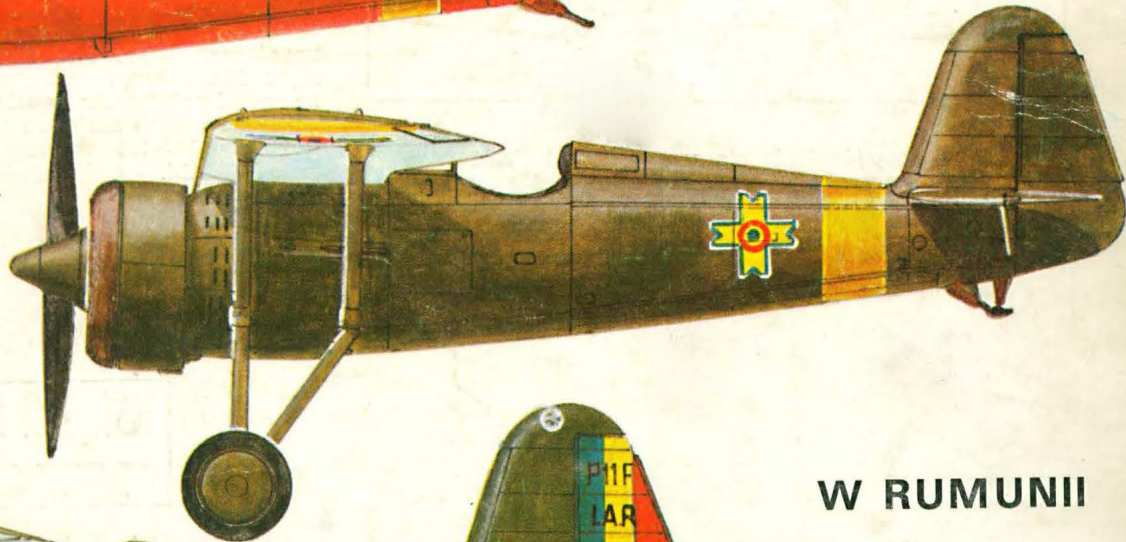
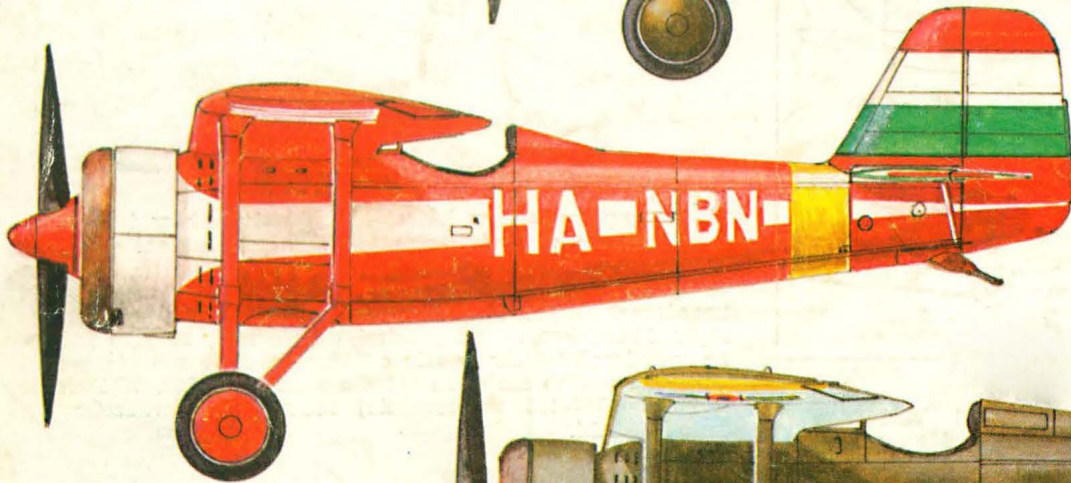
Książka stanowi udane przedstawienie tematyki zawartej w jej tytule. Powinna ona znaleźć się w bibliotece każdego, kto interesuje się lotnictwem, a zwłaszcza lotnictwem wojskowym oraz modelarstwem redukcyjnym i plastycznym.

A.G.

SAMOLOTY PZL P. 11A, C i F



NA WĘGRZECH



W RUMUNII

